TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA — SIERPIEŃ 1936 r. Nr. 8

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

T R E Ś Ć:

KONSTRUKCYJNE ZWICHRZENIE PŁATA W PROJEKCIE BEZOGONOWCA

Inż. EZIO LORENZELLI

OD REDAKCJI

Artykuł inż. Lorenzelli, który podajemy w dosłownem tłumaczeniu za miesięcznikiem „L'Aerotecnica" z marca r. b., porusza zagadnienia, które mają znaczenie nietylko dla bezogonowców. Metody, opracowane na podstawie teorji Prandtla przez Glauerta, Lotz i in., pozwalają — wprawdzie przy stosunkowo dużym nakładzie pracy — obliczyć rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości płata o dowolnym obrysie i zwichrzeniu przy różnych kątach natarcia, a w konsekwencji całkowity wypór i opór indukowany. Autor rozszerza te wyniki na moment podłużny, co wymaga już tylko niewielkiego dodatkowego wysiłku. Tak, jak prace wyżej przytoczone pozwalają na dobranie najkorzystniejszego aerodynamicznie kształtu płata i na wyznaczenie rozkładu obciążeń metodą rachunkową, z pominięciem żmudnych pomiarów rozkładu ciśnień, artykuł niniejszy daje konstruktorowi możność zaprojektowania płata z punktu widzenia stateczności, bez uciekania się do specjalnych profilów dających małą nośność i w konsekwencji małą zwrotność samolotu. Dalsze części artykułu, mianowicie dobór optymalnego zwichrzenia przy danym obrysie i rozważania nad statecznością samolotu na dużych kątach natarcia, zawierają również wyniki oryginalne, które podajemy w całej rozciągłości. Przy sposobności zaznaczamy, że nowsze metody wyznaczania rozkładu siły nośnej, widocznie nieznane autorowi nin., są bardziej poglądowe (Lippisch, Luftfahrtforschung. Bd. XII, H3) i posiłkują się w dużej mierze wykresami — nie obejmują jednak zagadnienia momentu podłużnego płata.

STRESZCZENIE

Wprowadzenie do techniki skrzydeł o zmiennej powierzchni będzie mogło wyeliminować jedyną poważną ujemną stronę formuły bezogonowca: małą maksymalną siłę nośną.

Latające skrzydło okazuje się wówczas jako jedno z możliwych rozwiązań zagadnienia dużych i szybkich transportów na wielkie odległości.

Autor rozważa skrzydło w strzałę konstrukcyjnie zwichrzone: zwichrzenie pozwoli na powiększenie wydłużenia skrzydła dla lotu przy zerowym kącie natarcia usterzenia (z uniknięciem straty siły nośnej koniecznej do uzyskania stateczności) i na uzyskanie w bezogonowcach stateczności podłużnej analogicznie do normalnych samolotów lecz o pewniejszem działaniu.

W niniejszym artykule zawarte są ogólne równania dla analitycznego określenia położenia ogniska skrzydła, momentu ogniskowego spowodowanego zwichrzeniem i układem w strzałę oraz podane są warunki równowagi bezogonowca zwichrzonego i w strzałę.

Podana jest nakoniec metoda kolejnych przybliżeń dla określania charakterystyk aerodynamicznych zwichrzonego skrzydła dla kątów natarcia bliskich krytycznemu.

Dowodzi się w ten sposób, że konstrukcyjne zwichrzenia skrzydła może zapobiec tendencji bezogonowca do utraty szybkości.

Ogólne rozważania o projektowaniu i stateczności zwichrzonego skrzydła

Badania bezogonowców, przeprowadzane w ostatnich latach, a szczególnie próby w locie, przekonały ostatecznie konstruktorów o wystar-

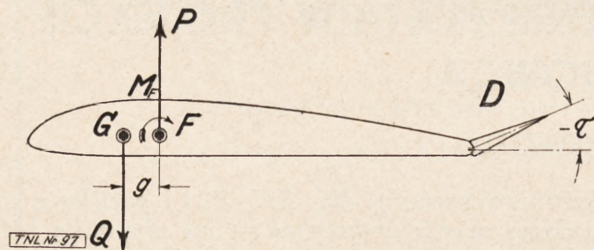
czającej stateczności podłużnej tego układu: jest ona zupełnie analogiczna do stateczności normalnych samolotów.

Trudność przedstawia jedynie sprawa dokładnego wyważenia, należy bowiem bardzo ściśle określić położenie ogniska i inne elementy aerodynamiczne skrzydła.

Ze wzrostem wymiarów nowoczesnych samolotów transportowych przy jednoczesnem dążeniu do osiągnięcia możliwie najlepszej linji aerodynamicznej, zaznacza się wyraźnie tendencja do stworzenia „latającego skrzydła", zmniejsza się więc długość kadłuba, a do umieszczenia ładunku wykorzystuje się grubość skrzydła.

Studja i obserwacje nad lotem ptaków podsunęły nam już myśl zastosowania chowanego podwozia; jest np. dowiedzione, że jeżyk (ptak o najbardziej aerodynamicznych kształtach) jest praktycznie bezogonowcem i tem tłumaczy się jego złe przystosowanie do lądowania.

Rzeczywiście główną a może jedyną wadą bezogonowca jest mała maksymalna nośność i wynikająca stąd mała rozpiętość szybkości.



Rys. 1.

To twierdzenie okazuje się oczywiste, jeżeli się rozważy schemat *rys. 1.*

G — środek ciężkości;
F — ognisko skrzydła samostatecznego, w którem działają moment ogniskowy M_F i siła aerodynamiczna *P*.

Dla uzyskania równowagi w danej chwili konieczne jest położenie ogniska poza środkiem ciężkości, a więc istnienie ujemnego (zadzierającego czyli zwiększającego kąt natarcia) momentu ogniskowego M_F. Lotki równoważące *D* muszą zatem dawać ujemną siłę nośną i to jest schemat, który doprowadził do zastosowania profilów samostatecznych.

Zamierzamy wykazać, że przez odpowiednie zwichrzenie skrzydła można:

— zwiększyć wydajność lotu (część I);

— zmniejszyć stratę nośności potrzebną do wyważenia (część IV)

— i zapewnić bezogonowcowi stateczność podłużną taką samą jak w normalnym układzie (część V).

Przedewszystkiem widoczne jest, że uzyskana w ten sposób stateczność podłużna jest pewniejsza i powoduje mniej strat niż w normalnych samolotach, gdzie usterzenie pracuje w wirach strugi poza skrzydłem, szczególnie przy dużych kątach natarcia, przy których stateczność powinna być najpewniejsza.

Łącząc przy dalszym postępie techniki formułę latającego skrzydła ze zmiennością powierzchni, można będzie radykalnie usunąć główną wadę bezogonowca — małą nośność maksymalną.

Zwichrzenie powinno być najkorzystniejsze dla zwiększenia wydajności przy szybkości przelotowej (lot powinien odbywać się przy zerowem wychyleniu τ sterów).

Połączenie tych dwóch formuł wskazuje, być może, jedną z dróg, któremi powinna kroczyć technika w dążeniu do uzyskiwania największych szybkości i zasięgu.

Studjum bezogonowca dzielimy na pięć części:

Część I. Rozważania nad najkorzystniejszem zwichrzeniem ze względu na wydajność w locie.

Część II. Badanie całkowitego momentu ogniskowego w zwichrzonem skrzydle.

Część III. Analityczne określenie położenia ogniska skrzydła (w wypadkach bardziej ogólnych).

Część IV. Omówienie wyników otrzymanych w części II-giej ze względu na wyważenie samostatecznego skrzydła.

Część V. Rozważania nad statecznością podłużną uzyskaną przez zwichrzenie skrzydła.

Część III odnosi się do najogólniejszego wypadku, z tem, że może być zastosowana przy wyważaniu skrzydła samostatecznego.

Z dalszych rozważań wynika, że dla odpowiednio dobranych: wyważenia, obrysu skrzydła i zwichrzenia, można zadośćuczynić jednocześnie trzem następującym warunkom:

a) eliptyczny rozkład cyrkulacji przy kącie natarcia odpowiadającym szybkości przelotowej i stąd największa wydajność lotu.

b) zmniejszenie (przy normalnych kątach natarcia) ujemnego kąta wychylenia steru τ, w porównaniu z tym, jaki musiałby być dla zrównoważenia skrzydła identycznego lecz niezwichrzonego: ten fakt, jak już zaznaczyliśmy, zwiększa całkowitą nośność i powoduje (przy zastosowaniu zwichrzenia i strzały) powstanie nowego momentu ogniskowego, dodającego się do już istniejącego wskutek krzywizny poszczególnych profilów.

c) uzyskanie stateczności podłużnej, dającej, szczególnie na dużych kątach natarcia, moment pochylający, który zmniejsza kąt natarcia.

Poprzedzimy naszą pracę krótką uwagą na temat metody określenia rozkładu cyrkulacji na skrzydle o dowolnym obrysie, przyczem rozważania te będą ścisłe tylko dla skrzydeł o małej strzale — dla silniejszej strzały wyniki muszą być poprawione, gdyż mają wartość pierwszego przybliżenia.

Przytoczymy podaną przez I. Lotz metodę określenia rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości skrzydła, którego obrys i spółczynnik ką-

towy nośności profilu[1]) (dla nieskończonego wydłużenia) są dane (I. Lotz — Berechnung der Auftriebsverteilung beliebig geformter Flügel ZFM 1931, 7 Heft).

$i_g(x)$ — geometryczny kąt natarcia w przekroju x.

$i_e(x)$ — efektywny kąt natarcia w przekroju x.

$i_i(x) = i_g(x) - i_e(x)$ — indukowany kąt natarcia w przekroju x.

V — szybkość wiatru w nieskończoności (szybkość lotu).

$W(x)$ — szybkość indukowana prostopadła do V.

$\Gamma(x)$ — cyrkulacja dokoła przekroju bieżącego skrzydła.

$l(x)$ — głębokość skrzydła.

l_0 — głębokość skrzydła w środkowym przekroju.

L — rozpiętość skrzydła.

$$\mu = \frac{dc_y}{di} \quad \text{dla } L \to \infty$$

Znane równanie całkowe określające cyrkulację:

$$\frac{1}{4\pi V}\int_{-\frac{L}{2}}^{+\frac{L}{2}} \frac{\partial\Gamma}{\partial\xi}\cdot\frac{d\xi}{\xi - x} + \frac{2\cdot\Gamma(x)}{\mu V\cdot t(x)} = i_g(x)$$

całkujemy przez podstawienie zmiennej niezależnej:

$$-\cos\delta = \frac{2}{L}\cdot x, \quad \ldots\ldots (1)$$

gdy zakładamy z Glauertem i Wieselsbergerem:

$$\Gamma(x) = \frac{1}{2}V\cdot l_0\cdot\mu\cdot\sum_1^n i_{e_n}\sin n\delta \quad \ldots (2)$$

Znajduje się to przez podstawienie:

$$i_i(x) = \frac{W(x)}{V} = \frac{1}{4\pi V}\int_{-\frac{L}{2}}^{\frac{L}{2}}\frac{\partial\Gamma}{\partial\xi}\,\frac{d\xi}{\xi - x} =$$

$$= \frac{l_0\mu}{4L}\sum_1^n n\, i_{e_n}\frac{\sin n\delta}{\sin\delta} \quad \ldots\ldots (3)$$

podczas gdy:

$$i_e(x) = \frac{2\cdot\Gamma(x)}{\mu\cdot V l(x)} = \frac{l_0}{l(x)}\sum_1^n i_{e_n}\cdot\sin n\delta \quad . \ (4)$$

Geometryczny kąt natarcia dowolnego przekroju jest znany i możemy go określić przez następującą zależność, w której i_{g_n} są znane[2]):

$$i_g(x) = \sum_1^n i_{g_n}\cdot\frac{\sin n\delta}{\sin\delta} \quad \ldots\ldots (5)$$

Także stosunek $\frac{l_0}{l(x)}$ jest znaną funkcją δ i jeśli skrzydło jest symetryczne względem swojej osi, daje się łatwo określić przez równanie [3]):

$$\frac{l_0}{l(x)} = \sum_0^{2\nu}\gamma_{2\nu}\frac{\cos 2\nu\delta}{\sin\delta} \quad \ldots\ldots (6)$$

Podstawiając (3), (4), (5) i (6) do ogólnego równania

$$i_i(x) + i_e(x) = i_g(x)$$

otrzymamy:

$$\sum_1^n i_{g_n}\sin n\delta = \sum_0^{2\nu}\gamma_{2\nu}\cos 2\nu\delta\cdot\sum_1^n i_{e_n}\sin n\delta +$$

$$+ \frac{l_0\mu}{4\cdot L}\sum_1^n n\cdot i_{e_n}\sin n\delta \quad \ldots\ldots (7)$$

Porównując spółczynniki przy sinusach, przy pomocy łatwego przekształcenia trygonometrycznego, rozdziela się tę zależność na układ linjowy n równań, do których wchodzą, jako znane, i_{g_n}, podczas gdy spółczynniki n niewiadomych i_{e_n} są funkcjami $\gamma_{2\nu}$ i stałej $\frac{l_0\mu}{4L}$.

Jeżeli geometryczny kąt natarcia $i_g(x)$ jest symetryczny względem środka skrzydła to wyrazy i_{g_n}, i_{e_n} dla parzystych wartości n równają się zeru i ostateczny układ wygląda następująco:

$$S)\left\{\begin{array}{l} i_{g_1} = a_{11}i_{e_1} + a_{13}i_{e_3} + a_{15}i_{e_5} + \ldots + a_{1n}i_{e_n} + \ldots \\ i_{g_3} = a_{31}i_{e_1} + a_{33}i_{e_3} + a_{35}i_{e_5} + \ldots + a_{3n}i_{e_n} + \ldots \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ i_{g_n} = a_{n1}i_{e_1} + a_{n3}i_{e_3} + a_{n5}i_{e_5} + \ldots + a_{nn}i_{e_n} + \ldots \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \end{array}\right.$$

gdzie:

$$\left\{\begin{array}{l} a_{nn} = \left(\gamma_0 - \frac{1}{2}\gamma_{2n}\right) + n\frac{\mu\, l_0}{4\, L} \\ a_{mn} = a_{nm} = \frac{1}{2}\left(\gamma_{|n-m|} - \gamma_{|n+m|}\right) \end{array}\right. \quad . \ . \ (8)$$

Okazuje się, że szereg $\sum_1^n i_{e_n}\sin n\delta$, który określa cyrkulację, jest w praktyce szybkozbie-

---

[1]) Przez spółczynnik kątowy rozumie autor pochodną spółczynnika nośności względem kąta natarcia: $\mu = dc_y/di$ (przyp. tłum.).

[2]) $$i_{g_n} = \frac{4}{\pi}\int_0^{\frac{\pi}{2}} i_g(x)\sin\delta\sin n\delta\, d\delta$$

[3]) gdzie:

$$\gamma_0 = \frac{2}{\pi}\int_0^{\frac{\pi}{2}}\frac{l_0}{l(x)}\sin\delta\, d\delta; \quad \gamma_{2\nu} = \frac{4}{\pi}\int_0^{\frac{\pi}{2}}\frac{l_0}{l(x)}\sin\delta\cos 2\nu\delta\, d\delta$$

żny, wystarczy przeto układ równań S) ograniczyć do pierwszych 3-ch lub 4-ch równań.

Określiwszy w ten sposób rozkład $\Gamma(x)$ wzdłuż rozpiętości, przy pomocy łatwych rozwinięć otrzymujemy wyrażenie C_y spółczynnika całkowitej siły nośnej i C_{x_i} spółczynnika całkowitego oporu indukowanego.

$$\left\{\begin{array}{l} C_y = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{l_0 L}{S} \cdot \mu \cdot i_{e_1} \\ C_{x_i} = \frac{\pi}{16} \cdot \frac{l_0^2}{S} \mu^2 \cdot \sum_1^n n\, i_{e_n}^2 \end{array}\right. \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (9)$$

gdzie S oznacza całkowitą powierzchnię nośną skrzydła.

Rozważmy obecnie skrzydło zwichrzone w sposób ciągły, czyli skrzydło, którego profile wzdłuż rozpiętości mają różne kąty zaklinowania.

Określamy to zwichrzenie przez:

$$\vartheta(x) = \sum_1^n \vartheta_n \frac{\sin n\delta}{\sin \delta} (n \text{ — nieparzyste}) \quad . \quad (10)$$

Funkcja ta jest określona w każdym przekroju i naogół staje się zerem w jednym lub więcej punktach rozpiętości skrzydła, określając temsamem przekroje Σ_0, do których odnosimy zwichrzenie.

Przez i oznaczamy kąt między kierunkiem wiatru w nieskończoności V i pierwszą osią profilu jednego z tych przekrojów odniesienia (¹). Wówczas otrzymujemy:

$$i_g(x) = i + \sum_3^n \vartheta_n \cdot \frac{\sin n\delta}{\sin \delta} \quad . \; . \; . \; . \quad (11)$$

Nieznane $_{e_n}$, które występuje we wzorze (2), można założyć w tym szczególnym wypadku w postaci:

$$i_{e_n} = \beta_n \cdot i + i''_{e_n} \quad . \; . \; . \; . \quad (12)$$

i w tym wypadku układ równań $S)$ rozdziela się na dwa układy linjowe $S')$ i $S'')$, które określają stałe β_n i i''_{e_n}:

$$S')\left\{\begin{array}{l} 1 = a_{11}\beta_1 + a_{13}\beta_3 + \ldots \\ 0 = a_{13}\beta_1 + a_{33}\beta_3 + \ldots \\ \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot \\ 0 = a_{1n}\beta_1 \cdot a_{3n}\beta_3 \;\ldots \end{array}\right. \qquad S'')\begin{array}{l} 0 = a_{11} i''_{e_1} + a_{13} i''_{e_3} + \ldots \\ \vartheta_3 = a_{21} i''_{e_1} + a_{33} i''_{e_3} + \ldots \\ \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot\; \cdot \\ \vartheta_n = a_{n1} i''_{e_1} + a_{n3} i''_{e_3} + \ldots \end{array}$$

Spółczynnik całkowitej siły nośnej wyraża się wzorem:

$$C_y = \frac{\pi}{4} \frac{l_0 L}{S} \mu \beta_1 (i - i_0), \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

gdzie

$$i_0 = -\frac{i''_{e_1}}{\beta_1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (14)$$

(¹) Oś pierwsza w teorji profilów lotniczych wyznacza kierunek wiatru przy nośności równej zeru. Kąt i tutaj użyty jest więc tem co prof. Mokrzycki nazywa „kątem udźwigu" lub „kątem nośności" (przyp. tłum.).

CZĘŚĆ I

Rozważania nad zwichrzeniem skrzydła, które daje eliptyczny rozkład cyrkulacji przy danym kącie natarcia

Skrzydłu o dowolnym kształcie możemy dać takie zwichrzenie, że dla danego kąta natarcia i_c, który nazwiemy użytkowym lub podróżnym, uzyskamy eliptyczny rozkład cyrkulacji wdzłuż rozpiętości, mimo, że obrys skrzydła nie będzie eliptyczny.

Zwichrzenie to jest funkcją obrysu skrzydła i spółczynnika kątowego siły nośnej (dla wydłużenia $\lambda \to \infty$) profilów tworzących skrzydło, przyczem okazuje się, że jest ono proporcjonalne do kąta natarcia i_c.

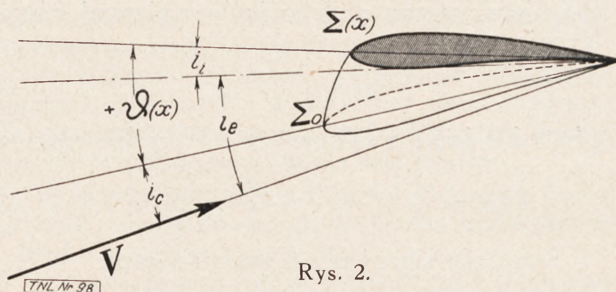
Określimy to zwichrzenie jak następuje, przyjmując oznaczenia:

i_c — kąt natarcia w przekroju Σ_0, do którego odnosimy zwichrzenie;

$i_e(x)$ — efektywny kąt natarcia w bieżącym przekroju $\Sigma(x)$;

$i_i(x)$ — indukowany kąt natarcia w bieżącym przekroju;

$\vartheta(x)$ — nieznane zwichrzenie $\Sigma(x)$ w odniesieniu do Σ_0;



Rys. 2.

Wówczas mamy (rys. 2).

$$i_c + \vartheta(x) = i_e(x) + i_i(x) \quad . \; . \; . \quad (15)$$

Jeżeli chcemy, żeby cyrkulacja posiadała rozkład eliptyczny dla $i = i_c$, przyrównywamy do zera i_{e_n}, dla których $n \neq 1$ (zobacz wyrażenia (1) i (2)) i wówczas (3) i (4) przyjmą postać:

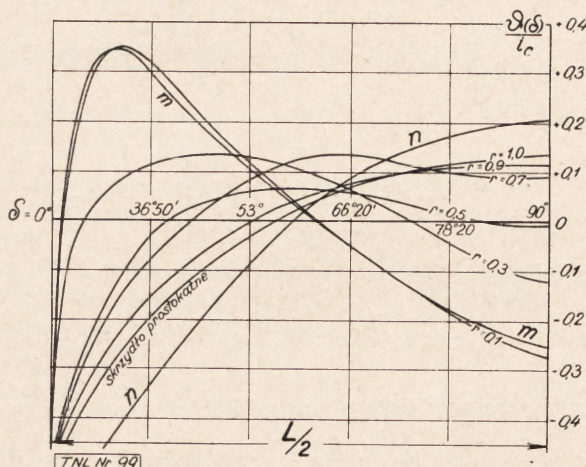
$$i_i(x) = \frac{l_0 \mu}{4L} i_{e_1} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3')$$

$$i_e = \frac{l_0}{l(x)} i_{e_1} \cdot \sin \delta \quad . \; . \; . \; . \quad (4')$$

Podstawiając te wyrażenia w równaniu (15), przyczem pierwsze równanie układu S sprowadza się do $i_c = a_{11}\, i_{e_1}$, znajdziemy po prostych przekształceniach:

$$\frac{\vartheta(x)}{i_c} = \frac{\frac{l_0}{l(x)} \sin\delta - \left(\gamma_0 - \frac{1}{2}\gamma_2\right)}{\gamma_0 - \frac{1}{2}\gamma_2 + \frac{\mu \cdot l_0}{4L}} \quad . \quad . \quad (16)$$

Jest to wzór, który określa zwichrzenie w funkcji obrysu skrzydła dla uzyskania eliptycznego rozkładu cyrkulacji przy kącie i_c.



Rys. 3.

Rys. 3 daje krzywe zwichrzeń określonych zapomocą równania (16) dla skrzydeł trapezowych, gdzie stosunek między głębokością skrzydła na skraju l_1 i w środku l_0 jest odpowiednio:

$$r = \frac{l_1}{l_0} = 1;\ 0{,}9;\ 0{,}7;\ 0{,}5;\ 0{,}3;\ 0{,}1;$$

przy $\frac{\mu \cdot l_0}{4L} = 0{,}36$.

Krzywe *m* i *n* dotyczą dwóch specjalnych obrysów skrzydła (rys. 4 i 5) opracowanych dla projektu bezogonowca o zmiennej powierzchni.

Obliczenie wzrostu wydłużenia otrzymanego dla podróżnego kąta natarcia przez zwichrzenie skrzydła

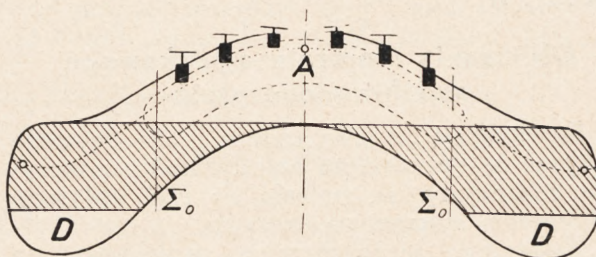
Dla skrzydła o dowolnym obrysie określamy wydłużenie, jako wartość:

$$\lambda_v = \frac{L^2}{S} \cdot \frac{i^2_{e_1}}{\sum_1^n n\, i^2_{e_n}} =$$

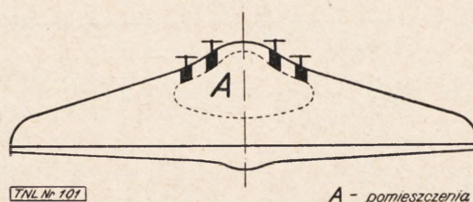
$$= \frac{L^2}{S} \cdot \frac{(\beta_1 i + i''_{e_1})^2}{\sum_1^n \cdot n \cdot (\beta_n \cdot i + i''_{e_n})^2} \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

otrzymaną z (9) przez podstawienie go do ogólnego równania:

$$C_{x_i} = \frac{1}{\pi \lambda_v} C^2_y \,.$$



Rys. 4.



Rys. 5.

Zwichrzając skrzydło według (16), mamy dla kąta natarcia i_c:

$$i_{e_n} = 0 \qquad \text{przy} \quad n \neq 1$$

skąd, dla tego kąta natarcia:

$$\lambda_v = \lambda_c = \frac{L^2}{S};$$

Gdyby to samo skrzydło nie było zwichrzone ($i''_{e_n} = 0$), wydłużenie byłoby niezależne od kąta natarcia:

$$\lambda'_v = \frac{L^2}{S} \cdot \frac{\beta^2_1}{\sum_1^n \cdot n \cdot \beta^2_n} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Procentowe zwiększenie wydłużenia dla kąta natarcia i_c przy zwichrzeniu skrzydła według (16) jest więc dane przez:

$$\Delta\lambda_v\,\% = \frac{\lambda_c - \lambda_v'}{\lambda'_v} = \frac{\sum_3^n \cdot n \cdot \beta^2_n}{\beta_1^2} \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

To zwiększenie wydłużenia zawdzięczamy zmniejszeniu całkowitego oporu indukowanego wskutek uzyskania eliptycznego rozkładu cyrkulacji i jest większe w skrzydle, którego obrys bardziej różni się od eliptycznego.

Rzeczywiście w takiem skrzydle będzie większa wartość $\sum_3^n n\,\beta^2_n$ i uzyskujemy tem większą korzyść, im wydłużenie było mniejsze, gdyż już bardzo małe zwiększenie wydłużenia wybitnie wpływa na spółczynnik kątowy siły nośnej a więc na doskonałość aerodynamiczną.

Stosując wzór (19) do skrzydeł rys. 4 i 5, znajdujemy odpowiednio:

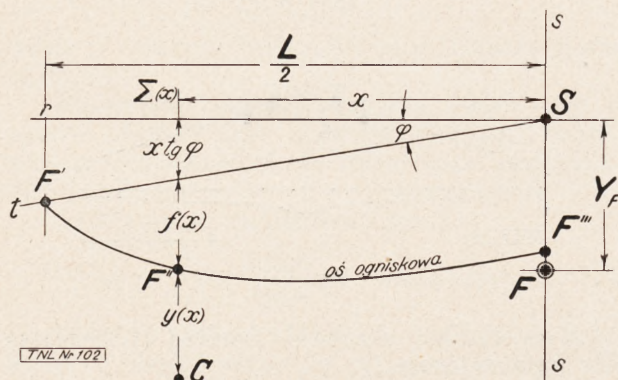
$$\Delta\lambda_v\,\% = 10{,}6\%; \quad = 3{,}7\%.$$

CZĘŚĆ II

Obliczenie momentu ogniskowego zwichrzonego płata

Dowiódłszy, że zwichrzenie może dodatnio wpłynąć na doskonałość aerodynamiczną skrzydła, zobaczymy jak zmienia się pod wpływem zwichrzenia moment na skrzydle.

Założymy, że zwichrzenie projektowanego skrzydła będzie najogólniejsze i określone stałemi ϑ_n, zawartemi we wzorze (10).



Rys. 6.

Nazwiemy „osią ogniskową" skrzydła miejsce geometryczne ognisk [1]) poszczególnych profilów; na rys. 6 przedstawia ją krzywa F' F'' F'''. Prosta s — s jest śladem pionowej płaszczyzny symetrji na płaszczyźnie skrzydła (zawierającej środek ciężkości); rozważymy półprostą r prostopadłą do s — s i przecinającą oś symetrji w S. S jest punktem przecięcia osi symetrji z półprostą t, przechodzącą przez ognisko skrajnego profilu F' i równoległą do stycznej do krzywej ogniskowej w środkowym profilu F''' [2]).

Przez φ nazwiemy kąt $\widehat{rt}$.

Każdy punkt krzywej ogniskowej jest odległy od prostej t o $f(x)$; założymy:

$$f(x) = \sum_1^m f_m \sin m\delta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

przyjmując zmienność δ według (1).

Nazwijmy przez $y(x)$ odległość pomiędzy osią ogniskową i punktem C (środkiem parcia), gdzie jest przyłożona elementarna siła aerodynamiczna przekroju dP.

Mamy wówczas moment elementarny względem osi r:

$$dM = [y(x) + f(x) + x \cdot \operatorname{tg}\varphi] \cdot dP \quad . \quad (21)$$

---

[1]) Ogniskiem profilu nazywamy punkt, dla którego spółczynnik momentu ma wartość niezależną od kąta natarcia. Punkt ten leży na cięciwie, mniej więcej w 25% głębokości płata (przyp. tłum.).

[2]) Za dodatnie uważamy tu momenty pochylające (zmniejszające kąt natarcia); dodatnie y, f, φ mają kierunek jak na rys. 6. Wszystkie odcięte mierzymy równolegle do osi symetrji S.

Jeżeli oznaczymy przez $C_{mf}(x)$ moment ogniskowy bieżącego profilu, otrzymamy:

$$y(x) = \frac{C_{mf}(x) \cdot l^2(x)\, V}{2 \cdot \Gamma(x)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

$$dP = \rho\, V\, \Gamma(x)\, dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

Stąd ze wzorów (21), (22) i (23):

$$M = 2\left[\frac{1}{2}\int_0^{\frac{L}{2}} C_{mf}(x)\, l^2(x)\, dx + \rho V \int_0^{\frac{L}{2}} \Gamma(x) f(x)\, dx + \right.$$

$$\left. + \rho\, V \operatorname{tg}\varphi \int_0^{\frac{L}{2}} \Gamma(x)\, x\, dx\right]$$

Podstawiając:

$$x = -\frac{L}{2}\cos\delta, \quad \Gamma(x) = V\, l_0 \frac{\mu}{2} \cdot \sum_1^n i_{e_n} \sin n\delta$$

oraz biorąc pod uwagę wzór (20), otrzymujemy:

$$M = \frac{1}{2} L \rho V^2 \int_0^{\frac{\pi}{2}} C_{mf}(\delta)\, l^2(\delta) \sin\delta\, d\delta +$$

$$+ \frac{\mu}{2} l_0 L \rho V^2 \sum_1^m f_m \sum_1^n \chi_{mn}\, i_{e_n} +$$

$$+ \frac{\mu\, l_0 L^2 \rho}{16} V^2 \operatorname{tg}\varphi \sum_1^n \chi_n\, i_{e_n} \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Oznaczając dla skrócenia:

$$\left\{\begin{aligned} \chi_{mn} &= \frac{2mn}{4m^2n^2 - (m^2 + n^2 - 1)^2} \\ \chi_n &= \frac{\sin(n-2)\frac{\pi}{2}}{n-2} - \frac{\sin(n+2)\frac{\pi}{2}}{n+2} \end{aligned}\right. \quad . \quad (25)$$

Przez l_m oznaczamy średnią głębokość płata

$$l_m = \frac{\int l^2(\delta) \sin\delta\, d\delta}{\int l(\delta) \sin\delta\, d\delta}$$

i analogicznie, dla uproszczenia wzorów:

$$C'_{mf} = \frac{\int_0^{\frac{\pi}{2}} C_{mf}(\delta)\, l^2(\delta) \sin\delta\, d\delta}{\int_0^{\frac{\pi}{2}} l^2(\delta) \sin\delta\, d\delta};$$

$$\lambda = \frac{L^2}{S}; \qquad \psi_m = \frac{f_m}{L}.$$

Wprowadzamy nowe symbole: C'_{mf}, λ, ψ_m.

Dzieląc (24) przez $\rho V^2 S l_m$ mamy spółczynnik całkowitego momentu względem osi $r - r$:

$$C_{mr} = C'_{mf} + \frac{\mu}{2} \frac{l_0}{l_m} \lambda \left[\sum_1^m \psi_m \sum_1^n i_{e_n} \chi_{mn} + \frac{\operatorname{tg} \varphi}{8} \sum_1^n i_{e_n} \chi_n \right]$$

Oznaczając dla skrócenia:

$$H = \sum_1^m \psi_m \sum_1^n \chi_{mn} i_{e_n} \cdot \frac{\operatorname{tg} \varphi}{8} \sum_1^n \chi_n i_{e_n} \quad . \quad . \quad (27)$$

Znajdujemy:

$$C_{mr} = C'_{mf} + \frac{\mu}{2} \cdot \frac{l_0}{l_m} \lambda H \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (28)$$

Określimy teraz jako „ognisko skrzydła ślad na płaszczyźnie symetrji prostej r_F, równoległej do r, względem którego moment pozostaje stały przy zmianie kąta natarcia.

Przy tej definicji otrzymujemy spółczynnik momentu ogniskowego skrzydła:

$$C_{mF} = C'_{mf} + \frac{\mu}{2} \frac{l_0}{l_m} \lambda H_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (29)$$

Przez H_0 oznaczamy wartość H, dla której $i = i_0$; czyli gdy (według wzoru 13) całkowita nośność równa się zeru [1]).

Mamy wówczas:

$$H_0 = \sum_1^m \psi_m \sum_1^n \chi_{mn} i_{e_{n_0}} + \frac{\operatorname{tg} \varphi}{8} \sum_1^n \chi_n i_{e_{n_0}} \quad . \quad . \quad (30)$$

gdzie $i_{e_{n_0}}$ jest określone przez (12) i (14).:

$$i_{e_{n_0}} = \beta_n \cdot i_0 + i''_{e_n} = - \frac{\beta_n}{\beta_1} i''_{e_n} + i''_{e_n} \quad . \quad (31)$$

CZĘŚĆ III

Określenie położenia ogniska

Odległość Y_F ogniska F od S (ślad prostej $r - r$ na płaszczyźnie symetrji):

$$Y_F = \frac{Cm_r - Cm_F}{Cy} l_m .$$

Skąd:

$$Y_F = \mu l_0 \lambda \frac{H - H_0}{Cy} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (31)'$$

Z (27) i (30) wynika, że $H - H_0$ jest proporcjonalne do $i_{e_n} - i_{e_{n_0}}$ czyli (przez (12) i (31) do $i - i_0$.

Ze wzoru (13) wynika następnie:

$$Cy = \frac{\pi}{4} \frac{l_0}{L} \lambda \cdot \mu \cdot \beta_1 (i - i_0).$$

Skąd można stwierdzić, że Y jest niezależne od i, czyli, że istnieje wogóle ustalone ognisko F.

Po przeróbkach ze wzoru (31)' mamy:

$$Y_F = \frac{4L}{\pi} K_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

Gdy przez K_1 oznaczamy wartość:

$$K_s = \sum_1^m \psi_m \sum_s^n \frac{\beta_1}{\beta_n} \chi_{mn} + \frac{\operatorname{tg} \varphi}{8} \sum_s^n \frac{\beta_n}{\beta_1} \chi_n \quad . \quad . \quad (33)$$

która zależy jedynie od obrysu skrzydła przez spółczynniki β_n (funkcję stosunku $\frac{l_0}{l(x)}$ i spółczynnika $\frac{l_0 \mu}{4L}$); ψ_m (funkcję kształtu osi ogniskowej) i $\operatorname{tg} \varphi$.

Przy wartości φ rzędu 20° (normalny wypadek w bezogonowcu) obrys skrzydła może dać wahania stosunku $\frac{Y_F}{L}$ od 12 do 14%.

Rys. 7.

Na *rysunku* 7 punkty 1, 2, 3, 4 przedstawiają kolejno położenia ogniska dla skrzydła na rys. 5, skrzydła eliptycznego, prostokątnego i skrzydła jak na rys. 4.

CZĘŚĆ IV

Rozważania nad momentem ogniskowym powstałym wskutek zwichrzenia samostatecznego skrzydła w strzałę

Całkowity moment działający w punkcie F, powyżej określonym, składa się z dwóch części zupełnie różnych, co wynika z równania (29):

$$C_{mF} = C'_{mf} + \frac{\mu}{2} \cdot \frac{l_0}{l_m} \lambda H_0.$$

Pierwsza część spółczynnika momentu ogniskowego przedstawia moment ogniskowy wzbudzony przez krzywiznę profilów i możemy ją wyrazić w zależności od kąta wychylenia lotki równoważącej τ (rys. 1).

$$C'_{mf} = n + m\tau \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

Gdzie n jest spółczynnikiem momentu ogniskowego, który występowałby w skrzydle takiem, jak rozważane, ale bez zwichrzenia i przy

---

([1]) Wynika to z ogólnej zależności:

$$C_{mr} = C_{mF} + \frac{Y_F}{l_m} Cy \quad \text{przy} \quad Cy = 0.$$

zerowem wychyleniu sterów, podczas, gdy m jest spółczynnikiem proporcjonalności między momentem ogniskowym powstałym wskutek wychylenia steru i kątem wychylenia: m okazuje się zawsze dodatnie i można je określić analitycznie lub doświadczalnie.

Drugi wyraz $\frac{\mu}{2} \frac{l_0}{l_m} H_0$ zależy od zwichrzenia i równa się zeru, gdy $\vartheta(\delta)$ równa się zeru we wszystkich przekrojach skrzydła. Wyraz ten można rozpatrywać analogicznie do pierwszego jako wytwarzany przez krzywiznę wirtualną poszczególnych profilów. Może ona być dodatnią ($\frown$) lub ujemną ($\smile$) zależnie od kierunku zwichrzenia i od rodzaju strzały.

Można więc skonstruować skrzydło samostateczne bez uciekania się do stosowania profilów kształtu $\sim$; skrzydło takie będzie bardziej nośne od takiegoż samostatecznego skrzydła niezwichrzonego.

Zakładamy w rzeczywistości, że środek ciężkości leży w G, przed ogniskiem i jest oddalony od niego o g. Dla uzyskania równowagi dokoła punktu G, gdy ster jest wychylony o pewien kąt τ (ujemny), powinna zachodzić zależność (rys. 1);

$$C_{mG} = C_{mF} + \frac{g}{l_m} C_y = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

Jeśli $k\tau$ oznacza kąt, o jaki obraca się kierunek zerowej siły nośnej skrzydła przy wychyleniu skrzydełka sterującego o kąt τ, spółczynnik całkowitej siły nośnej ma wartość (wg. (13).

$$C_{y1} = \frac{\pi}{4} \frac{l_0}{L} \lambda \mu \beta_1 (i + k\tau - i_0) \quad . \quad . \quad (36)$$

i ogólny warunek równowagi (35) po uwzględnieniu (29) i (34) przekształca się w:

$$n + \left(m + \frac{g \pi l_0 \mu \beta_1 k}{4 L l_m}\right)\tau + \frac{\mu l_0 \lambda}{l_m}\left(H_0 - \frac{g \pi \beta_1 i_0}{4L}\right) +$$
$$+ \frac{g \pi l_0 \lambda \mu \beta_1}{4 L l_m} \cdot i = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

w którym: pierwszy wyraz uwzględnia krzywiznę osi geometrycznej profilu, drugi — kąt wychylenia skrzydełka τ, trzeci zwichrzenie i strzałę skrzydła, wreszcie czwarty reprezentuje moment sił aerodynamicznych odniesiony do ogniska $[\vartheta(\delta) = 0]$.

Dla identycznego skrzydła niezwichrzonego (przy tym samym kącie natarcia), byłoby:

$$n + \left(m + \frac{g \pi l_0 \mu \beta_1 k}{4 L l_m}\right)\tau + \frac{g \pi l_0 \lambda \mu \beta_1}{4 L l_m} \cdot i = 0 \quad (38)$$

Odejmując stronami równania (37 i (38) i oznaczając przez τ_s i τ_0 wychylenia niezbędne do uzyskania równowagi przy skrzydle zwichrzonem i niezwichrzonem, otrzymujemy:

$$\tau_0 - \tau_s = \frac{H_0 - \frac{g\pi}{4L} \beta_1 i_0}{\frac{m l_m}{\mu l_0 \lambda} + \frac{g \pi}{4L} \beta_1 k} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

Stałe g, β, m, k są zawsze dodatnie, wobec czego uzyskujemy warunek, przy którym, zwichrzając skrzydło, zmniejszyć możemy niezbędne do uzyskania stateczności wychylenia skrzydełek:

$$H_0 - \frac{g\pi}{4L} \beta_1 i_0 < 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

Przez (37) i (38) znajdziemy w podobny sposób wartość momentu względem środka ciężkości spowodowanego zwichrzeniem w wyważonem skrzydle w strzałę; daje to spółczynnik:

$$\Delta C_{mG} = \frac{\mu l_0 \lambda}{l_m}\left(H_0 - \frac{g\pi}{4L} \beta_1 i_0\right) \quad . \quad . \quad (41)$$

Moment względem G jest ujemny (zadzierający) jeśli sprawdza się wzór (40).

Jeżeli zwichrzenie jest zerowe, jasnem jest, że i $\Delta C_{mG} = 0$.

Zysk na sile nośnej dzięki zwichrzeniu skrzydła jest stały dla wszystkich kątów natarcia i otrzymamy go przez porównanie wyrażeń:

$$\left| \begin{array}{l} C_{y1} = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{l_0}{L} \lambda \mu \beta_1 (i + k\tau_s - i_0) \\ C_y = \frac{\pi}{4} \frac{l_0}{L} \lambda \mu \beta_1 (i + k\tau_0) \end{array} \right.$$

dla skrzydła zwichrzonego i niezwichrzonego.

Po odjęciu tych równań od siebie stronami i skorzystaniu z zależności (39), mamy:

$$C_{y1} - C_y = -\frac{\pi}{4} \frac{l_0}{L} \lambda \mu \beta_1 \left[k(\tau_0 - \tau_s) + i_0\right] =$$
$$= -\frac{\pi}{4} \frac{l_0}{L} \lambda \mu \beta_1 \frac{k H_0 + \frac{m l_m}{\mu l_0 \lambda}}{\frac{\pi g}{4L} \beta_1 k + \frac{m l_m}{\mu l_0 \lambda}} \quad . \quad . \quad (42)$$

Wartość ta jest dodatnia, jeżeli:

$$k H_0 + \frac{m l_m}{\mu l_0 \lambda} i_0 < 0$$

Zanotujmy wreszcie, że wartość H_0 zależy od formy i wielkości zwichrzenia: jako wypadek szczególny, przyjmując zwichrzenie wg równania (16), otrzymujemy z pierwszego równania układu S (dla eliptycznego $\Gamma(\delta)$]:

$$i_{e_1}'' = i_c \frac{1 - \beta a_{11}}{a_{11}},$$

podczas, gdy dla $n \neq 1$ (przy $i_{e_n}'' = 0$) otrzymujemy:

$$i''_{e_n} = -i_c \beta_n .$$

Stąd:

$$i_{e_n} = \beta_n \left(- \frac{i_{e1}}{\beta_1} \right) + i''_{e_n} = - \frac{i_e \beta_n}{a_{11} \beta_1}.$$

Przez podstawienia i pamiętając o (33), znajdujemy wartość H_0 dla takiego zwichrzenia:

$$H_0 = - \frac{i_c}{a_{11}} \cdot K_3 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (43)$$

Drugą część wyrażenia (41) określamy przez:

$$\beta_1 i_0 = \frac{i_c}{a_{11}} \left(a_{11} \beta_1 - 1 \right) \quad . \; . \; . \; . \quad (44)$$

Dla skrzydła w/g rys. 4, zwichrzonego w sposób określony równaniem (16), przy wartościach liczbowych:

$i_c = 9,1^0$; $\gamma_0 = 0,568$; $\gamma_2 = -0,461$; $\gamma_4 = -0,042$; $\gamma_6 = -0,018$; $\beta_1 = 1,07$; $\beta_2 = 0,195$; $\beta_5 = 0,038$;

$$\frac{\mu l_0}{4L} = 0,20; \quad \frac{g}{l_0} = 0,038; \quad \frac{\mu l_0 \lambda}{2 l_m} = 13,5$$

otrzymamy, stosując (39), (41) i (42) ($\psi_3 = 0,1$, $\varphi = 0$, $\psi_n = 0$ dla $n \neq 3$):

$$\tau_0 - \tau_s \cong 5,6^0; \quad \Delta C_{mG} = - 0,0426;$$

$$C_{y1} - C_y = 0,146.$$

Ten bezogonowiec lata przy niewychylonem skrzydełku na kącie natarcia koło 17,4°. Dla mniejszych kątów natarcia mamy skrzydło samostateczne (środek ciężkości przed ogniskiem), którego profile nie są samostateczne, dzięki czemu ma ono większą nośność.

(d. n.)

O EKRANOWANIU INSTALACJI ELEKTRYCZNYCH W SAMOLOTACH

Inż. ALEKSANDER TROJECKI

System zapłonowy silnika lotniczego, jak również elektryczna instalacja oświetleniowa i siłowa samolotu stanowią źródło przeszkód dla odbioru radjowego wskutek pola elektromagnetycznego wysyłanego przez ich obwody. Pozatem wibracje różnych elementów konstrukcyjnych płatowca oraz stałe ruchy różnych mechanizmów napędów, jak np. sterowania, są przyczyną wielu zakłóceń elektrycznych w odbiorniku. Do niedawna na zjawiska te nie zwracano specjalnej uwagi, co przypisać należy stosowaniu odbiorników o stosunkowo małej czułości. Jednakże wraz z pojawieniem się udoskonalonych i bardzo czułych stacji odbiorczych, szczególnie krótkofalowych, środki zapobiegawcze przeciw zakłóceniom stały się konieczne, gdyż przeszkody pochodzenia elektrycznego mogą zagłuszyć sygnały i rozmowę, względnie uczynić je niezrozumiałymi. Środkami tymi są:

1. — stosowanie filtrów elektrycznych,
2. — łączenie elektryczne metalowych elementów konstrukcji samolotu, oraz ekranowanie instalacji elektrycznych i możliwie najlepsze połączenie ekranów z masą samolotu.

Filtry elektryczne mają za zadanie niedopuszczenie do sieci i do wypromieniowania takich zakłóceń, które odpowiadają długościom fal, właściwym odbiornikom radjowym, zainstalowanym na samolocie. Odpowiedni dobór cech elektrycznych filtrów oraz miejsca włączenia do sieci są przedmiotem starannych badań, związanych ściśle z danym typem instalacji elektrycznej oraz radjowej i stanowią same w sobie temat osobnych rozważań.

Poniższe uwagi mają na celu przedstawienie konstruktorom oraz instalatorom urządzeń elektrycznych ogólnych zasad, dotyczących stworzenia i utrzymania właściwych warunków odbioru radjowego drogą łączenia elektrycznego i ekranowania. Metodę ich wykonania należy pozostawić samym konstruktorom względnie specjalistom radjowym wytwórni.

W zasadzie łączenie elektryczne winno być wykonane jaknajbardziej starannie, zaś ekranowanie możliwie całkowicie. W praktyce jednak stopień łączenia i ekranowania koniecznego będzie zależał od typu samolotu. W wypadku gdy będziemy mieli do czynienia z płatowcem w trakcie budowy, będzie stosunkowo łatwo wprowadzić wszystkie wymagane urządzenia, mając łatwy dostęp do wszystkich jego części; jeżeli zaś weźmiemy pod uwagę samolot, będący już w użyciu, trzeba będzie w stopniu łączenia i ekranowania poczynić pewne ograniczenia. Naogół znacznie więcej starań należy dołożyć, gdy zainstalowany jest odbiornik krótkofalowy, niż długofalowy, przyczem odnosi się to bardziej do ekranowania, które powinno być możliwe najbardziej kompletne, niż do łączenia elektrycznego.

1. Łączenie elektryczne

Łączenie polega na elektrycznym związaniu z sobą wszystkich części metalowych samolotu w ten sposób, by stworzyć między ni-

mi przejścia o małym oporze dla przepływu prądów o wielkiej częstotliwości.

Ładunki elektryczności atmosferycznej gromadzą się na częściach metalowych, oddzielonych od szkieletu samolotu przez połączenia o dużym oporze elektrycznym. Jeżeli opór tych połączeń zmienia się z powodu wibracji, tarcia i t. p., ładunki będą przepływać nieregularnie, wywołując zakłócenia elektryczne. W wypadku, gdy opór przejść jest bardzo duży, ładunki mogą gromadzić się dopóty, dopóki potencjał tak izolowanej części nie wzrośnie do tego stopnia, że wywoła przeskok iskry do sąsiedniej części prowadzącej. Powoduje to nietylko duże trzaski w odbiorniku radjowym, lecz stwarza niebezpieczeństwo pożaru.

Niezależnie od połączeń części metalowych ze sobą należy pamiętać, że szkielet metalowy samolotu stanowi t. zw. „masę" lub przeciwwagę pojemnościową anteny, która winna być możliwie duża. Z tego względu należy płatowce z konstrukcji drewnianej zaopatrywać w siaki metalowe, rozciągające się na wszystkie części płatowca, zaś części drewniane w innych konstrukcjach, jak słupki, dźwigarki i t. p. winny być „metalizowane" t. j. zaopatrzone w paski metalowe biegnące wzdłuż ich długości. Cała siatka winna być również starannie przyłączona do masy. Sposób metalizacji zależny jest od konstrukcji samego płatowca.

a) Konstrukcje drewniane oraz mieszane.

Skrzydła drewniane najwłaściwiej jest zaopatrzyć w siatkę z pasków miedzianych o przekroju 6×0,4 mm, biegnących wzdłuż dźwigarów i połączonych ze sobą na krańcach skrzydeł. Paski te muszą być połączone z łożem silnikowem, z wewnętrznymi ścięgnami w skrzydle, ze ścięgnami komory płatowej, okuciami skrzydłowemi i innemi częściami metalowemi przy pomocy krótkich połączeń z giętkiej linki miedzianej. Paski dźwigarowe należy połączyć przewodami poprzecznemi wzdłuż żeberek skrzydłowych w odstępach 1—2 *m*, najlepiej przy pomocy podobnych pasków miedzianych. Jeżeli krawędź czołowa skrzydła posiada listwę metalową, to oczywiście pasek miedziany wzdłuż dźwigara przedniego jest zbędny, a wszystkie połączenia można uskutecznić do takiej listwy. Osłony metalowe, otaczające przewody elektryczne w skrzydle, a służące do ich ekranowania winny być również przyłączone do siatki skrzydłowej w małych odstępach, (conajmniej 400—500 *mm*). Podobnie, jak w skrzydle, wykonuje się siatkę metalową w kadłubach drewnianych. Tu paski miedziane biegną wzdłuż podłużnic kadłubowych od płaszczyzn sterowych do łoża silnikowego, tworząc dobry styk elektryczny z każdą częścią metalową i okuciami skrzydłowemi. Paski podłużnicowe powinny być połączone ze sobą wzdłuż ram kadłubowych. Zwłaszcza starannie wykonać należy połączenia na obydwu końcach kadłuba. W miejscach, gdzie ścięgna, linki sterowe, lub inne ruchome, albo drgające części stykają się przypadkowo z sobą lub innymi częściami metalowymi samolotu, konieczne jest, albo odizolować je w miejscach możliwych styków, lub też połączyć je elektrycznie przy pomocy giętkich linek miedzianych. Krzyżujące się ściegna i druty mogą być odizolowane od siebie przez przepuszczenie przez otwory dystansujące w izolujących podkładach; zamiast podkładek można zastosować małe izolatorki typu grzybkowego lub jajowego. Ten sposób izolowania ma tę wyższość nad łączeniem, że łączenie przy pomocy lutowania osłabia druty względnie ścięgna. Wszystkie przewody benzynowe, oliwne i wodne w pochwach metalowych powinny być połączone z masą w niewielkich odstępach, zaś złącza gumowe — otoczone siatką miedzianą i połączone z pochwą przy pomocy zacisków. Zawiasy metalowe sterów albo lotek należy połączyć drutem omijającym, gdyż smar w zawiasach i łożyskach stwarza często duży, a zawsze zmienny opór dla przepływu prądu. Połączenia takie należy również połączyć z siatką metalową względnie z kratownicą kadłuba. Również przy pomocy drutu omijającego należy łączyć ściągacze linek oraz końcówki ścięgien, gdyż tworzą one często duży opór dla prądów wielkiej częstotliwości. Takie miejsca należy zawsze sprawdzić przy pomocy przyrządu opisanego niżej.

b) Konstrukcje metalowe.

W wypadku konstrukcji całkowicie metalowych łączenie części nie jest tak skomplikowane, jak przy konstrukcjach drewnianych. Części ruchome wewnątrz konstrukcji metalowej są już dostatecznie ekranowane przez samą konstrukcję, zapobiegając w ten sposób szkodliwej interferencji na odbiornik. Paski metalizujące są tu zbędne, należy tylko baczyć, by poszczególne części metalowe były ze sobą połączone łącznikami o małym oporze. Opór między częściami metalowemi może być znaczny, gdy są one pokryte warstwą ochronną, jak farbą, szellakiem i t. p.

Takie powierzchnie muszą być starannie czyszczone i po dokładnym połączeniu pokryte nanowo warstwą ochronną wzdłuż całego połączenia. W miejscach, gdzie zachodzi niepewność dokładnego połączenia, należy stosować wspomniane już połączenia omijające. Części spawane, jak kratownice, żebra, wsporniki są częściami najlepiej przewodzącymi i mogą być pominięte przy tych zabiegach. Do nich właśnie należy, tam gdzie jest to możliwe, przyłączać system ekranowy sieci elektrycznej w odstępach conajwyżej półmetrowych.

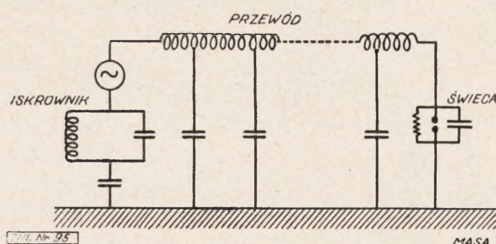
c) Badania skuteczności łączeń.

Badanie skuteczności łączeń może być przeprowadzone tylko przez obserwację stopnia

przeszkód w odbiorniku w samolocie w czasie lotu. Jednakże dla oględzin okresowych oraz w celu wykrycia miejsca, powodującego zakłócenia dobrze jest posługiwać się prostym przyrządem, składającym się z brzęczyka lub dzwonka, baterji o napięciu 6—8 v. oraz z przyłączonych do nich dwóch ostro zakończonych twardych elektrod. Elektrody te przyłożone do obydwu stron połączenia stykowego powinny dawać normalnie brzęczenie lub dzwonienie przy dobrym styku, w razie zaś styku o dużym oporze dźwięk jest osłabiony.

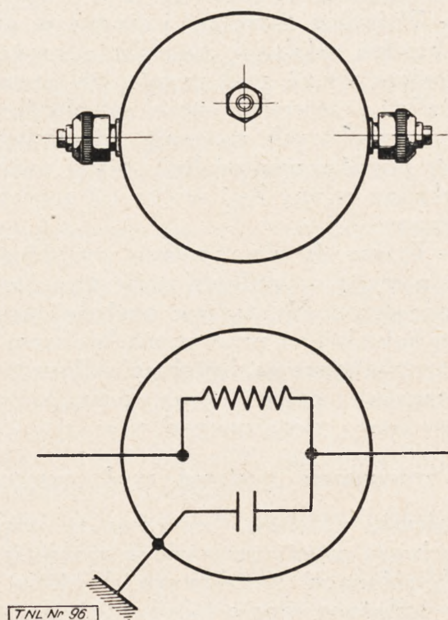
2. Ekranowanie

Jeżeli w obwodzie elektrycznym następuje wyładowanie iskrowe, to powstają w nim drgania wielkiej częstotliwości tworząc pole elektromagnetyczne, które jest odczuwane w pewnej odległości od obwodu. Takim obwodem jest w samolocie przedewszystkiem układ zapłonowy. Składa się on z magneta, świec oraz przewodów łączących, czyli równoważny jest obwodowi, przedstawionemu na rys. 1, a składającym się z siły elektromotorycznej wysokiego napięcia, iskrownika oraz przewodów łączących. Jeżeli w takim obwodzie krzywe przebiegów napięcia lub prądu są silne odkształcone jak to ma miejsce w obwodach zapłonowych, to powstanie cały szereg częstotliwości, zaś wzmacniacze odbiornika będą amplifikowały te częstotliwości, z którymi są w rezonansie. Obwód zapłonowy będzie więc poważnym źródłem przeszkód odbioru.



Rys. 1.

Dla usunięcia tego zjawiska konieczne jest całkowite ekranowanie obwodów wysokiego napięcia, czyli zamknięcia ich w ciągłej metalowej osłonie, która stanowiłaby dobry styk z metalową konstrukcją samolotu w małych odstępach. O ile ekran taki jest właściwie wykonany, to zaburzenia elektromagnetyczne są praktycznie wyeliminowane z przestrzeni na zewnątrz ekranu. Lecz i sieć niskiego napięcia w samolocie również może być źródłem przeszkód dla odbioru radjowego. Prąd szybkozmienny, powstający przy iskrzeniu komutatora prądnicy, przechodzi do sieci niskiego napięcia, i może być słyszany w odbiorniku, gdy sieć ta nie jest dostatecznie ekranowana. Ponadto nieekranowane przewody światła oraz przyrządów elektrycznych mogą przejmować energję wielkiej częstotliwości z obwodów zapłonowych dzięki temu, że ekranowanie tych ostatnich nigdy nie jest doskonałe. Energja ta rozdziela się następnie wzdłuż całej sieci niskiego napięcia i powoduje zakłócenia. W rezultacie praktycznie najbardziej skutecznym sposobem jest całkowite ekranowanie wszystkich obwodów. Ponieważ jednak zupełne ekranowanie przewodów niskiego napięcia wraz ze wszystkimi przyrządami nastręcza czasem poważne trudności, stosuje się z dodatnim często wynikiem ekranowanie tylko częściowe przewodów, a ponadto włącza się między przewody a masę tak zw. kondensatory ochronne o pojemności około 1μF, lub też puszki ochronne składające się z dławika i kondensatora (rys. 2).



Rys. 2.

Naogół należy pamiętać, że o ile prawidłowo wykonane ekranowanie usuwa niepożądane zakłócenia i chroni samą instalację przed uszkodzeniem, o tyle fałszywie wykonane może stać się niebezpieczne i wpływa ujemnie na trwałość instalacji. Dlatego też należy przy zakładaniu urządzeń ekranujących stosować się do następujących zasad:

1. — Przewody ekranowane, zwłaszcza wysokiego napięcia nie powinny mieć zbyt ostrych zagięć, (promień gięcia niemniejszy od 30 *mm*), gdyż w przeciwnym razie izolacja ulec może szybkiemu zniszczeniu. Unikać też należy ostrych krawędzi zakończenia ekranu, oraz ostrych końców drutu oplatającego przewód. Dobrze jest pociągnąć wewnętrzną stronę rurek ekranujących lakierem izolacyjnym.

2. — Przy końcówkach podłączeniowych przewodów wysokiego napięcia baczyć, by droga przebicia do masy nie była zmniejszona poniżej dopuszczalnej odległości przez zbytnie odizolowanie kabla i zbliżenie ekranu do żyły. W tym wypadku przebicie, zamiast do świe-

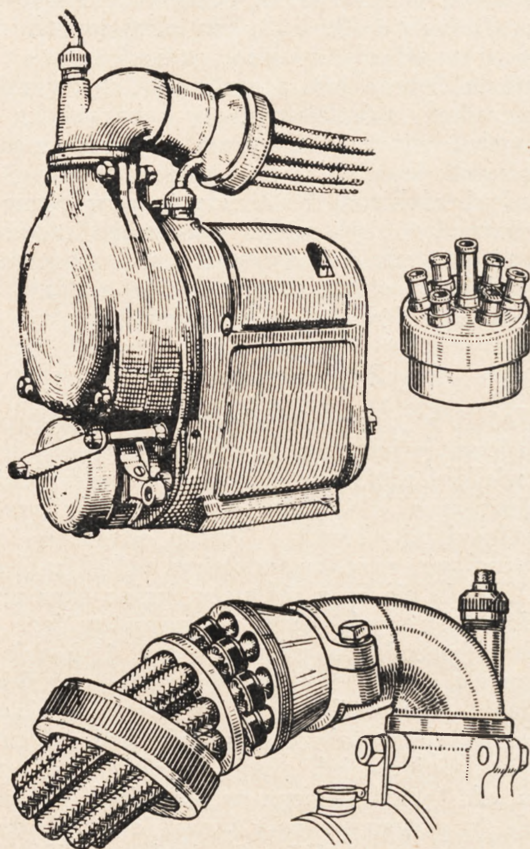
cy, będzie zachodziło na takiej skróconej drodze.

3. — Osłona ekranująca powinna być połączona z masą w małych odstępach (dla wysokiego napięcia max. 300 *mm* dla niskiego — 500 do 600 *mm* w wyjątkowych wypadkach do 1 *m*) w każdym jednak razie na początku i na końcu przewodu. Połączenia tylko z jednego końca nie spełniają swego zadania. Połączenia z masą winny być możliwie najkrótsze.

4. — Przewody elektryczne winny być układane w rurkach niezbyt luźno, by zapobiec tarciu podczas wstrząsów i drgań. Z drugiej jednak strony nie należy ich układać zbyt ciasno, gdyż ułatwia to przebicie. Zwłaszcza na zagięciach należy unikać zbytniego ściskania przewodów w rurkach ekranujących.

5. — Wszelkie szczeliny i szpary w osłonie ekranu bardzo osłabiają jego skuteczność. Należy przytem wziąć pod uwagę, że szczeliny idące wzdłuż przewodów mniej są szkodliwe od szczelin poprzecznych, znacznie utrudniających przebieg prądów wzdłuż linji. Styki metalowe części ekranu winny być wolne od zanieczyszczeń i smaru.

6. — Przewody ekranowane wysokiego napięcia nie mogą w żadnym razie być izolowane jedynie gumą. Muszą one posiadać pozatem koszulkę bawełnianą przesyconą lakierem, gdyż sama warstwa gumy naskutek szkodliwego działania smarów i paliwa oraz promieniowania cieplnego łatwo ulega uszkodzeniu.



Rys. 3. Iskrownik ekranowany f. Bosch.

a) Ekranowanie systemu zapłonowego.

Iskrowniki silników, jak również iskrowniki rozruchowe należy umieścić w szczelnie zamkniętych osłonach metalowych. Wejście przewodów, wyłożone często tulejkami izolacyjnemi należy osłonić blachą szczelnie przylegającą, lub przylutowaną do ekranu przewodu (Rys. 3). Bardzo pożądane jest, by przewody wychodzące z iskrowników silnika były osłonięte rurą metalową na możliwie największej długości i by wchodziły do niej bezpośrednio z iskrowników.

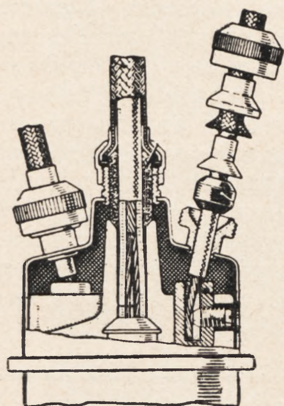
Silniki typu gwiaździstego mogą być zaopatrzone w okrągły kolektor, tworzący dokoła silnika szczelne zamknięcie, a mający dobry styk z jego masą. Poszczególne przewody do świec wychodzą z kolektora w plecionce metalowej. Plecionka powinna być przylutowana dokładnie dokoła wszystkich otworów przez które wychodzą przewody z kolektora. Ten rodzaj ekranowania jest nietylko najbardziej skuteczny, lecz pozatem stanowi dobrą osłonę mechaniczna dla przewodu, zmniejsza możliwość pożaru, chroni przed wpływem oliwy, wody i zmian atmosferycznych.

Stosuje się również całkowite urządzenie ekranowe w oplocie metalowym, który następnie osłania się rurą. W tym wypadku lutowanie staje się zbędne, gdyż ekran jest ciągły.

Zarówno oplot jak i kolektor powinny posiadać dobry styk z masą silnika w możliwie największej ilości punktów. Połączenia stykowe wykonuje się za pomocą krótkich linek, przylutowanych lub zaciśniętych do przewodów z silnika. Dla uniknięcia lutowania, szkodliwego ze względów na możliwość uszkodzenia przewodów, ten ostatni sposób jest bardziej wskazany. Z tych samych względów stosuje się połączenia wplecione w siatkę przewodów. Świece, które stanowią również źródło zakłóceń, powinny posiadać ekran specjalnie wykonany, zależny od typu świecy. (Rys. 4). Wszelkie niedokładności lub uchybienia w ich ekranowaniu mogą spowodować nietylko wzrost zakłóceń w odbiorze, lecz



Rys. 4.
Świeca ekranowana B. G.


Rys. 6. Głowica ekranowana, cewki zapłonowo-rozruchowej.

pozatem wywołać przegrzanie świecy, zwarcie w obwodzie zapłonowym i t. p.

Powyższe zasady stosuje się również całkowicie do cewek zapłonowo - rozruchowych, coraz częściej stosowanych przy rozruchu silników. Praktyka w instalacjach zapłonowych wykazała, że mniemanie, jakoby ekranowanie tych obwodów nie jest potrzebne, jest mylne, i że nie można otrzymać zadawalniających wyników odbioru bez ekranowania cewek zapłonowych wraz z ich przewodami. (Rys. 5).

b) Sieć niskiego napięcia.

Tu źródłem zakłóceń jest w pierwszym rzędzie regulator napięcia prądnicy, a następnie sama prądnica, a ściślej mówiąc komutator. Zakłócenia idące od stosowanego regulatora typu Tyrilla, który w bardzo krótkich odstępach czasu włącza i wyłącza opór obwodu wzbudzania, są dość duże, o charakterze wielkiej częstotliwości i o stosunkowo znacznych wartościach maksymalnych. Próby blokowania bezpośredniego styków przy pomocy kondensatorów nie dają dobrych rezultatów, gdyż sama regulacja odbywa się niewłaściwie. Jedynym skutecznym sposobem, podobnie jak w obwodzie zapłonowym, jest stłumienie zakłóceń w przewodach i baterji przez zaopatrzenie sieci niskiego napięcia w ekran metalowy (oplot lub rurki).

Baterja akumulatorów winna być umieszczona w szczelnej skrzynce metalowej połączonej możliwie krótkiemi przewodami z metalową konstrukcją samolotu. Oplot względnie rurki powinny sięgać jaknajbliżej końcówek przewodów, nie tworząc jednak niebezpieczeństwa zwarcia. Połączenia ekranu z masą winny być jaknajkrótsze w odstępach około ½ mtr. od siebie, w wyjątkowych wypadkach niewiększych od jednego metra.

Tam, gdzie ekran nie da się w żadnym wypadku doprowadzić, należy stosować wyżej wspomniane puszki ochronne.

c) Tablica pokładowa i przyrządy.

Jeżeli tablica nie jest metalowa, należy wzdłuż jej obrzeża umieścić pasek miedziany, łącząc go z każdym paskiem metalizującym podłużnic kadłubu drewnianego, lub wprost z podłużnicami przy konstrukcji metalowej. Do paska tego łączymy każdą puszkę przyrządu na tablicy, jak również wszystkie przewody metalowe, rurki, i t. p. w odstępach takich, jak przewody niskiego napięcia. Pożądanym jest również, by wszystkie wyłączniki oraz przyrządy włączone do sieci posiadały osłony metalowe. W wypadku, gdy tablica jest metalowa, pasek miedziany jest oczywiście zbędny, należy jedynie tablicę, która często bywa elastycznie podwieszona na podkładach izolujących, połączyć z masą, oraz wykonać wszystkie połączenia wskazane poprzednio. Zwrócić należy uwagę na styki, by były czyste i mocne.

d) Sprawdzanie skuteczności ekranowania.

Skuteczność ekranowania można sprawdzić tylko przez uruchomienie radjoaparatu podczas lotu. W wielu wypadkach prawidłowe zaekranowanie całkowicie wyeliminuje trzaski elektryczne w odbiorniku, lecz w żadnym razie pozostałe trzaski nie mogą być większe niż bardzo słaby szum w telefonie, rzędu 0,1 miliwata. Próba winna być uskuteczniona w następujących warunkach:

1. Zarówno odbiornik jak i nadajnik powinny być kompletnie zainstalowane i połączone.
2. Lot powinien się odbywać przy szybkości podróżnej.
3. Odbiornik powinien być nastrojony na maksymalny odbiór słabo dochodzącego sygnału.
4. Główny wyłącznik linji zasilającej oraz wyłączniki poszczególnych obwodów powinny być zamknięte.
5. Wszystkie wyłączniki obwodów zapłonowych powinny być zamknięte.
6. Wszystkie pozostałe urządzenia elektryczne powinny być czynne.

Nie można mówić właściwie o żadnej metodzie, pozwalającej określić skuteczność ekranowania. Wstępne próby można wykonać podczas pracy silników na ziemi. W wielu wypadkach znaczne zakłócenia odbioru na ziemi wskutek drgań płatowca stają się nieznaczne podczas lotu. Najlepszą rękojmią, że ekranowanie spełni swe zadanie w sposób właściwy, jest zachowanie trzech poniższych warunków:

1. Wszystkie przewody oraz przyrządy elektryczne winny być dokładnie zaekranowane.
2. Cały system ekranowania powinien być połączony z masą w częstych odstępach.
3. Wszystkie styki między metalowemi częściami samolotu powinny mieć możliwie najmniejszy opór.

Styków t. zw. „luźnych" lub przypadkowych należy bezwzględnie unikać.

e) Lokalizacja źródeł zakłóceń elektrycznych.

Zarówno łączenie elektryczne jak i ekranowanie wymagają częstych przeglądów w celu upewnienia się, że liczne styki i połączenia są utrzymane w należytym stanie.

Z powodu ciągłych drgań samolotu przesuwanie się przewodów oraz siatki metalizującej są częstym zjawiskiem.

Często się zdarza, że jeden otwarty obwód lub jeden wielki opór powoduje poważne przeszkody w radjoodbiorze. Określenie miejsca owego zakłócenia wymaga zwykle trudu i wytrwałości i powoduje konieczność sprawdzenia łączenia elektrycznego i ekranowania w całym samolocie.

Stopniowe zwiększanie się poziomu zakłóceń z każdym lotem zawsze prawie można przypisać bezpośrednio niedokładnościom systemu ekranowania lub łączenia.

Jako jeden ze sposobów wykrywania źródła zakłóceń stosowany przez Western Electric w Ameryce jest specjalna antena probiercza, używana w połączeniu z jednym z odbiorników radjowych. Jest to giętki przewód, ekranowany na całej długości z wyjątkiem końcowego odcinka długości około 300 m/m. Drugi koniec jest przyłączony do wejściowego zacisku radjoodbiornika, zaś ekran przy tym końcu połączony z konstrukcją mocującą aparat, czyli z masą. Przy pomocy prób z częścią nieekranowaną przewodu dają się często wykryć źródła zakłóceń.

FLYING DISPLAY 1936 R.

Inż. JAN TUSZYŃSKI

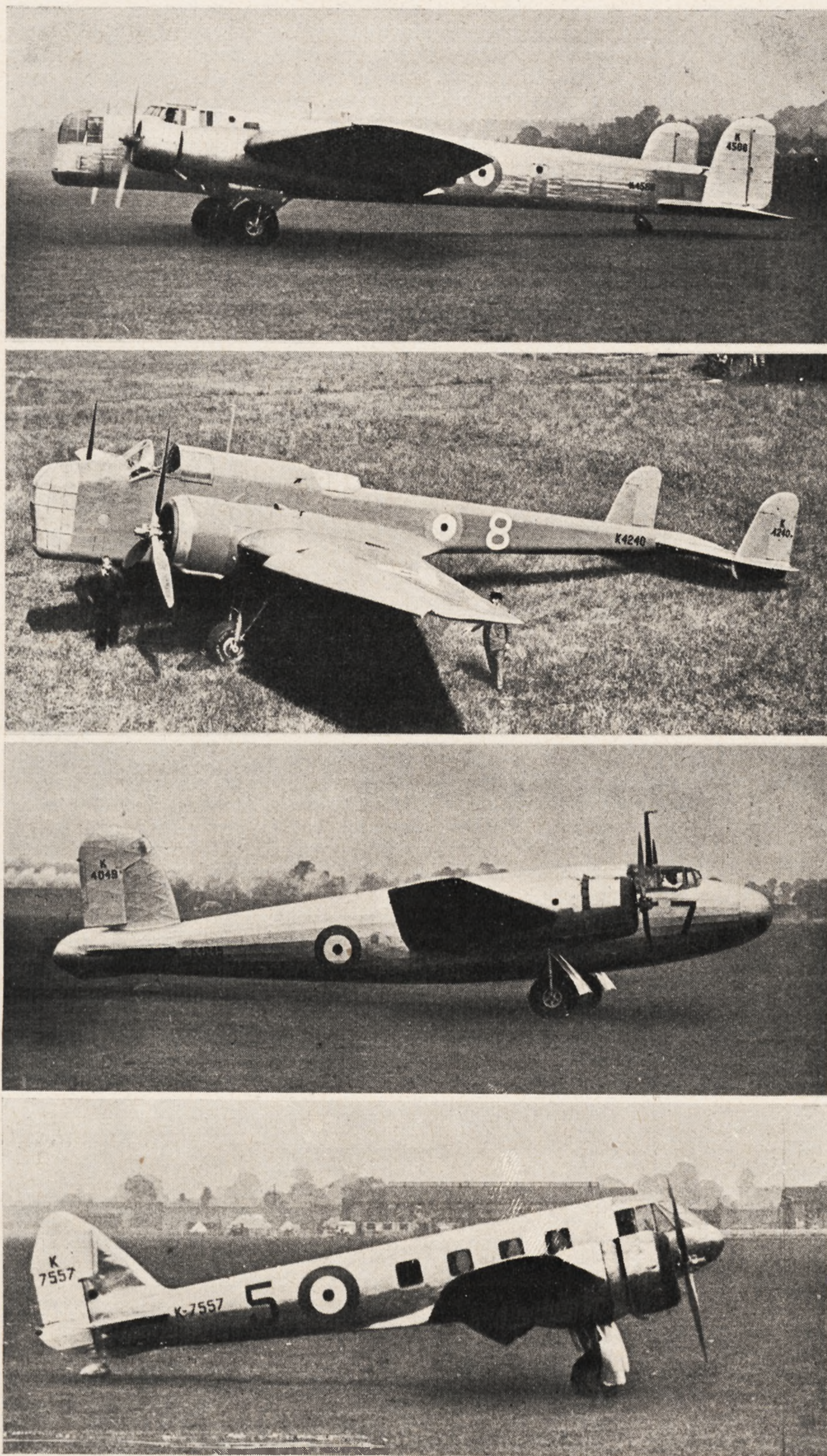
Dorocznym zwyczajem odbywa się w Londynie pokaz a właściwie dwa pokazy lotnicze: pierwszy z nich jest organizowany przez Royal Air Force (angielskie lotnictwo wojskowe) pod nazwą R. A. F. Display, zaś drugi odbywający się bezpośrednio po pierwszym nosi nazwę Flying Display, a organizatorem jego jest przemysł lotniczy, będący w Anglji całkowicie w prywatnych rękach i reprezentowany przez organizację Society of British Aircraft Constructors (S. B. A. C). Pierwszy pokaz spełnia zadanie propagandowe, drugi zaś techniczno-handlowe; wyrażając się obrazowiej, można powiedzieć, że tłumnie zgromadzeni na R. A. F. Display obywatele angielscy (tegoroczna frekwencja przekroczyła 150 tysięcy widzów), dla których pokaz jest przedewszystkiem przeznaczony, mają możność przekonania się, jaki jest stan sprzętu i umiejętności personelu lotniczego, zaś zaproszeni ze wszystkich stron świata technicy lotniczy zyskują dzięki obecności na Flying Display sposobność zdania sobie sprawy z poziomu techniki lotniczej w Anglji. Ma to dwojakie znaczenie: uczy szacunku dla angielskiego lotnictwa, a wobec roli, jaką odegra lotnictwo w przyszłej wojnie — dla angielskiej siły zbrojnej, ponadto zaś daje przemysłowi angielskiemu klientów zagranicznych, znajdujących najlepszą sposobność do stwierdzenia wartości towaru, naocznie i w rozmowach z konstruktorami, i do przeprowadzenia pertraktacji.

W bieżącym roku R. A. F. Display odbył się 27 czerwca w sobotę na lotnisku w Hendon, zaś Flying Display 29 czerwca w poniedziałek na lotnisku w Hatfield, co stanowiło innowację, gdyż w poprzednich latach oba pokazy miały miejsce na tym samym lotnisku, to znaczy w Hendon. Tegoroczny podział pokazów między dwa lotniska miał na celu ułatwienie przygotowań do Flying Display, obejmującego poza prezentacją najnowszych samolotów również wystawę sprzętu lotniczego i pokrewnych wyrobów, wytwarzanych przez członków S. B. A. C.



Sprawozdanie niniejsze ograniczy się przedewszystkiem do Flying Display, na którym jedynie byłem obecny. Lepiej byłoby niewątpliwie objąć tutaj również R. A. F. Display, jednak brak bliższych danych, dotyczących tego pokazu, nie będzie, sądzę, odczuty przez technika, szukającego przedewszystkiem danych o wartości nowoczesnych samolotów angielskich, których to danych dostarczył pod dostatkiem Flying Display. Jak można się zorjentować na podstawie wyżej podanej charakterystyki, propagandowe znaczenie R. A. F. Display przesądza o widowiskowym charakterze tej imprezy. Jest jednomyślną opinją świadków, że cele organizatorów zostały w tym roku w pełni osiągnięte, przynajmniej jeśli chodzi o cechy jakościowe pokazów, R. A. F. Display nie przewidywał bowiem jakichkolwiek defilad czy zbiorowych przelotów, których zadaniem byłoby przekonanie widzów o ilościowej potędze angielskiego lotnictwa. Czynniki powodzenia R. A. F. Display możnaby ująć w następujący sposób: wybitne charakterystyki angielskiego sprzętu lotniczego, doskonałe wyszkolenie i brawura angielskich pilotów, wreszcie wzorowa angielska organizacja, niewidoczna a jednak niezwykle skuteczna, oparta na głęboko wpojonej uczestnikom imprezy świadomości spełnianych zadań i odpowiedzialności za ich wynik, organizacja wolna od jakiegokolwiek przymusu.

Aby skończyć z omawianiem R. A. F. Display, zaznaczę jeszcze, że na program jego składał się szereg pokazów (events) lotniczych; do ważniejszych i ciekawszych należały: pokaz akrobacji, wykonanej przez trzy samoloty Gloster Gauntlet, związane linką, (np. rewelacyjna beczka w zwolnionem tempie wykonana przez trzy samoloty jako jedną całość), pokazy akrobacji indywidualnej, atak lotnictwa nieprzyjacielskiego na specjalnie zbudowaną elektrownię z zabudowaniami, połączony z imitacją walk powietrznych (emocjonujące strącenie wielkiego samolotu bombowego „Heyford", dające wszelkie pozory rzeczywistości), humorystyczny pokaz szkolenia akrobacyjnego, w którym błędy niezgrabnego ucznia graniczyły z szczytową umiejętnością latania, pokaz samolotów z przed wojny, po którym przewidziano dla lepszego kontrastu prezentację najnowszych prototypów samolotów angielskich, i szereg innych atrakcji, składających się na całość, górującą jakoby znacznie nad pokazami dawnemi. Bardzo pomysłową innowacją było zapowiadanie ewolucji przez samych pilotów drogą radjową, odbierane i wzmacninae przy pomocy złożonej instalacji elektrycznej (110 km drutu, 30 km kabla telefonicznego, 47 głośników). W programie pokazu było, jak już zaznaczono, przedstawienie najnowszych samolotów, jednak omówię je dopiero przy opisie



Fotografje „The Aeroplane"

Rys. 1. Od góry ku dołowi: 1) Armstrong Whitworth „Whitley I". 2) Handley Page „H. P. 52", 3) bombowiec Vickers'a konstrukcji geodetycznej, 4) Bristol „Type 142".

Flying Display, gdzie również można było się z niemi zapoznać.

Pierwotny program Flying Display przewidywał w godzinach 11 do 13 pokaz samolotów w locie, następnie lunch, po nim zaś czas miał być przeznaczony na oglądanie samolotów na lotnisku. Zwiedzanie wystawy sprzętu lotniczego, otwartej i dostępnej cały dzień, było pozostawione swobodnemu uznaniu gości. Niestety, pogoda pokrzyżowała plany nawet tak dobrych organizatorów, jak anglicy; niski pułap i niepewna pogoda nie pozwoliły na odbycie lotów przed południem, czas ten został zatem poświęcony na oglądanie samolotów. Po nadzwyczaj obfitym i długotrwałym lunchu, który dość niestety skutecznie skrócił i tak skąpy czas zapoznawania się z angielskim lotnictwem pogoda okazała się na tyle poprawiona, że można było przystąpić do lotów, które miały przekonać gości, że wartość samolotów nie ograniczała się do rasowego i mądrego wyglądu ale obejmowała również szereg walorów, ujawniających się w powietrzu. W dalszym ciągu przejdę do omawiania tego, co pokazał a czego nie pokazał Flying Display lotnictwu całego świata. Zachowam przytem następującą kolejność: opisując samoloty, przedstawione na Flying Display'u zajmę się z początku samolotami wojskowymi, następnie zaś cywilnymi. Z kolei nastąpi krótkie omówienie wystawy sprzętu lotniczego, na zakończenie zaś charakterystyka tendencji rozwojowych angielskiego lotnictwa i ogólne spostrzeżenia.

Sir W. G. Armstrong Whitworth Aircraft, Ltd. przedstawił ciężki samolot bombardujący „Whitley" o dwóch silnikach Siddeley „Tiger IX" (rys. 1, pierwszy od góry). Jest to środkopłat następujących wymiarów: rozpiętość 25,62 m, długość 21,12 m i wysokość 4,57 m. Rozwiązanie konstrukcyjne jest przedewszystkiem wynikiem dążenia do wielkiej szybkości; poza wymienionym już układem zasadniczym świadczą o tem chowane podwozie i klapy o napędzie hydraulicznym oraz śmigło o zmiennym skoku, wytwarzane w Anglji według licencji Hamiltona przez De Havillanda. Kadłub jest konstrukcji skorupowej, zaś wsparte na jednym dźwigarze konstrukcji skrzynkowej skrzydła są całkowicie metalowe i częściowo pokryte płótnem. Samolot jest zaopatrzony w trzy stanowiska K.M.: w przedzie, tyle oraz w połowie spodniej części kadłuba nieco za krawędzią spływu skrzydeł. Ciężar i wyczyny nie zostały dotychczas ogłoszone.

Wytwórnia Blackburn Aircraft, Ltd. była reprezentowana na pokazie przez samolot „Shark", dający się zastosować do rzucania torped, lekkiego bombardowania, morskiego wywiadu, mogący pracować wreszcie jako samolot lądowy, lub wodnopłatowiec. Jest to dwupłatowiec z silnikiem Bristol „Pegasus III", czem się różni od typu normalnego, zaopatrzonego w silnik Siddeley „Tiger VI". Dalszem odchyleniem od normalnego rozwiązania jest przesuwna osłona stanowisk załogi, składająca się z dwóch części: przednia nad stanowiskiem pilota odsuwa się do tyłu, tylna zaś, kończąca się bezpośrednio przed tylnym karabinem maszynowym, odsuwa się ku przodowi. Kadłub samolotu jest konstrukcji skorupowej i jest przystosowany do utrzymywania się na wodzie na wypadek przymusowego wodowania; cel ten jest osiągnięty dzięki dwom szczelnym przegrodom, przewidzianym z przodu i tyłu kadłuba i dającym w razie zanurzenia samolotu wyporność, przekraczającą o 30

procent maksymalne obciążenie samolotu. Stan ten utrzymuje się nawet w razie zalania stanowisk załogi.

Produkcja firmy The Bristol Aeroplane Company, Ltd była reprezentowana przez trzy samoloty, przyczem specjalną uwagę zwracały dwa z nich, należące do typu, na którym jest oparty jeden z głośniejszych wojskowych samolotów świata, Bristol „Blenheim". Bombowiec ten, rozwijający jakoby szybkość 480 km/godz. nie został niestety przedstawiony na pokazie, co należy uważać za dowód jego tajności oraz konsekwencję późnego wykończenia.

Aczkolwiek samolot Bristol „Type 142" (rys. 1, pierwszy od dołu) i zbliżony do niego „Type 143" były zasadniczo wystawione jako samoloty komunikacyjne, to niewątpliwie nie prędko znajdą zastosowanie w tym charakterze, gdyż angielskie Ministerstwo Lotnictwa natychmiast zorjentowało się w wartości tego typu, wykorzystując pokojowe prace firmy Bristol dla swych wojennych zamierzeń. Wychodząc z tego założenia, przytoczę tych niewiele danych, jakie udało mi się zdobyć w miejscu przeznaczonem dla samolotów wojskowych. „Type 142" i „143" są do siebie bardzo zbliżone, różniąc się między innymi pod względem zespołów napędowych: „Type 142" jest napędzany dwoma silnikami Bristol „Mercury VI" ze śmigłami hamiltonowskiemi o zmiennym skoku, zaś „Type 143" posiada dwa silniki Bristol „Aquila" o rozrządzie suwakowym, napędzające śmigła drewniane o stałym skoku. Pierwszy z nich mieści 6 pasażerów i dwie osoby załogi, drugi zaś posiada o dwa miejsca więcej. Układ konstrukcyjny obu płatowców nie wykazuje różnic, są to więc dolnopłaty o konstrukcji całkowicie metalowej, zaopatrzone w chowane podwozie i klapy; kadłub konstrukcji skorupowej. Zbliżone do siebie wymiary wynoszą dla „Type 142" (w nawiasie „Type 143") rozpiętość 17,08 m (17,23), długość 12,15 m (12,81), wysokość 3,72 m (3,74 m). Szybkość maksymalna „Type 142" wynosi prawdopodobnie około 450 km/godz., zaś „Type 143" — około 420 km/godz.

Samolot Bristol „Type 142" jest popularnie nazywany „Rothermere Bomber" lub też „Britain First". Pochodzi to stąd, że został on zamówiony przez znanego działacza prasowego, lorda Rothermere, który chciał w ten sposób dać angielskiemu przemysłowi lotniczemu sposobność zbudowania samolotu komunikacyjnego o dużej szybkości. Podczas pierwszych prób uzyskano tak interesujące wyniki, że angielskie Ministerstwo Lotnictwa zainteresowało się nowym samolotem i przeprowadziło dalsze próby na własną rękę. Po ukończeniu prób prototyp został ofiarowany przez Lorda Rothermere narodowi. Zbudowanie tak udanej konstrukcji w czasie gdy prestige angielskich konstruktorów lotniczych nie stał bardzo wysoko, powróciło wiarę w poważnie wówczas zachwiane stanowisko Anglji jako potęgi lotniczej, co tłomaczy drugą nazwę samolotu: „Britain First". „Type 142" był już przedstawiony na zeszłorocznym Display'u.

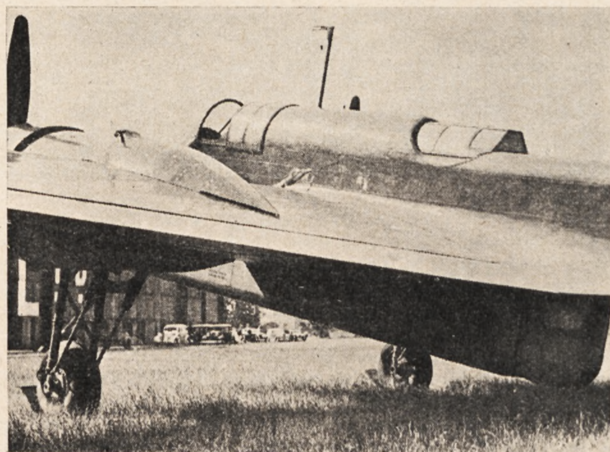
Poza typami 142 i 143 firma Bristol przedstawiła „Type 130" górnopłat z dwoma silnikami Bristol „Pegasus X", przeznaczony do bombardowania, oraz do celów transportu wojsk i ogólnego. Jako bombowiec mieści on załogę z czterech, zaś jako transportowiec załogę z trzech i 24 piechurów w pełnem uzbrojeniu. Specjalne duże wejście z boku kadłuba pozwala na wstawienie do samolotu ciężkich skrzyń i innych dużych ładunków. „Type 130" jest zaopatrzony w dwa stanowiska K. M.: obrotową wieżyczkę z przodu i drugie stanowisko z tyłu pomiędzy dwoma sterami kierunkowemi. Konstrukcja samolotu jest metalowa z takiem samem pokryciem, zaś kadłub jest konstrukcji skorupowej. Wymiary: rozpiętość 29,25 m, długość 20,60 m, wysokość 4,90 m. Ciężar samolotu obciążonego 8200 kg.

The Fairey Aviation Company, Ltd. wzbudziła ogólne zainteresowanie zbudowanym niedawno lekkim samolotem bombowym „Battle" (rys. 3 u góry), jednym z tych nowowytworzonych typów, które tak podniosły opinię angielskiego lotnictwa po ostatnich Display'ach. Jest to samolot dwumiejscowy konstrukcji całkowicie metalowej kadłubie skorupowym i pokryciu skrzydeł pracującym. Posiada następujące wymiary: rozpiętość 16,40 m, długość 12,20 m i wysokość 3,90 m. Wysoka szybkość samolotu została między innemi umożliwiona dzięki zastosowaniu śmigła o zmiennym skoku, podwozia chowanego do tyłu i klap, ułatwiających start i lądowanie. Temu samemu celowi służy również umieszczenie ładunku bomb w obrębie specjalnych przegród, skrytych przed strumieniem zewnętrznego powietrza. „Battle' jest zaopatrzony w silnik Rolls-Royce „Merlin". Stanowiska załogi są przykryte długą osłoną z przezroczystej masy, dającą się odsuwać całkowicie lub częściowo zależnie od potrzeb walki powietrznej. Podczas długotrwałych lotów oraz w razie złej widoczności pilot może się wyręczyć pilotem automatycznym. Osiągi i ciężar samolotu nie zostały oczywiście dotychczas ogłoszone, można jedynie przypuszczać, że szybkość maksymalna wynosi około 450 km/godz. Mimo dużej szybkości zastosowano nity z główkami wystającemi.

Drugim eksponatem firmy Fairey był „Swordfish", samolot tego samego typu, co omówiony już Blackburn „Shark", a więc mogący spełniać szereg zadań, jak torpedowanie, bombardowanie, rozpoznanie morskie i współpraca z flotą morską. Jest to dwupłat z dwiema lub trzema osobami załogi. Samolot jest przystosowany do startu przy pomocy katapulty i do lądowania na pokładzie awiomatek. Uzbrojenie składa się z K. M. Vickersa strzelającego przez śmigło i drugiego Lewisa, umieszczonego za tylnem stanowiskiem załogi.

Firma The Gloster Aircraft Company, Ltd. przedstawiła jednomiejscowy dzienny i nocny samolot pościgowy „Gladiator", zaopatrzony w silnik Bristol „Mercury IX", odznaczający się mimo konserwatywnej konstrukcji (dwupłat z rozpórkami i linkami) bardzo dobremi wyczynami: szybkość maksymalna na wysokości 4720 m 410 km/godz., szybkość minimalna 95 km/godz., co daje bardzo dużą rozpiętość szybkości, bo powyżej 4:1. Czas wznoszenia samolotu całkowicie obciążonego na wysokość 6100 m wynosi 9 min. Pułap praktyczny (na którym szybkość wznoszenia zmalała do 30 m/min.) wynosi 10800 m. Samolot ten jest ewolucją pościgówki „Gauntlet", stanowiącej wyposażenie szeregu eskadr lotnictwa angielskiego, różniąc się od niej ulepszonem podwoziem (koła Dowty o wewnętrznej amortyzacji) i zmniejszeniem do połowy ilości rozpórek międzyskrzydłowych (dwie zamiast czterech po każdej stronie). Uzbrojenie samolotu składa się z czterech K.M. (dwóch po bokach kadłuba i dwóch pod dolnemi skrzydłami), zaś wyposażenie — z instalacji do nocnych lotów, urządzenia tlenowego oraz radjo do odbioru i nadawania. Samolot wystawiony miał zamkniętą kabinę pilota. Nie brał on udziału w przedpołudniowej demonstracji samolotów, zjawiając się dopiero na pokazy w locie.

Znana firma Handley - Page, Ltd. wzbudziła niemałą sensację, wystawiając samolot „H. P. 52" do bombardowania dziennego i nocnego (rys. 1, drugi od góry), którego montaż został rozpoczęty dopiero 16 czerwca. Charakterystyczny kadłub samolotu nieproporcjonalnie cienki w stosunku do dużej powierzchni skrzydeł zjed-



Fotografja „The Aeroplane"

Rys. 2. Handley Page „H. P. 52" — szczegół.



Fotografje „The Aeroplane"

Rys. 3. Od góry ku dołowi: 1) Fairey „Battle", 2) pościgówka Vickers'a, 3) Supermarine „Spitfire I".

miejscach: w przodzie kadłuba i pod kadłubem, przy krawędzi spływu skrzydeł (rys. 2). Drugie stanowisko obronne jest obrotowe i stanowi punkt przejściowy kadłuba, który ku przodowi od tego stanowiska ma znacznie większą wysokość, niż ku tyłowi.

Znana ze swoich samolotów myśliwskich firma Hawker Aircraft, Ltd, przedstawiła nowy samolot myśliwski z silnikiem Rolls-Royce „Merlin", zbudowany według spowszedniałych już recept na dużą szybkość. A więc dolne płaty, chowane podwozie (składane do środka), klapy, usunięcie wszelkich występów, zwiększających opór, zamknięta kabina pilota, wszystko to umożliwia szybkość, wynoszącą około 500 km/godz. Konstrukcja samolotu jest metalowa i takie samo będzie pokrycie skrzydeł, narazie krytych płótnem. Mimo niewątpliwej szybkości samolot robi ciężkie wrażenie, co w pewnej mierze należy przypisać dużemu silnikowi, wpływającemu na powiększenie wymiarów samolotu (rozpiętość 12,20 m). Uzbrojenie samolotu niepokazane, składa się jakoby z czterech K.M. w skrzydłach.

Dowodem szybkiego rozwoju niektórych firm angielskich jest obecność wśród nowoprzyjętych przez lotnictwo angielskie prototypów samolotu „Miles Nighthawk" firmy Philips and Powis Aircraft, Ltd., która rozpoczęła budowę samolotów zaledwie przed trzema laty. Jest to jedyny spośród prototypów samolot drewniany; mieści on dwie osoby i jest przeznaczony do szkolenia zwykłego i nocnego. Układ charakterystyczny dla małych samolotów turystycznych, a więc dolnopłat z zamkniętą kabiną i z klapami, zapewniającemi małą szybkość lądowania. Silnik de Havilland „Gipsy-Six" o mocy 200 KM. Samolot jest wyposażony w urządzenie do nocnego pilotażu. Wymiary są następujące: rozpiętość 10,70 m, długość 7,60 m. Szybkość maksymalna 282 km/godz., szybkość podróżna 249 km/godz. Ciężar w locie 1180 kg. Zasięg 3½ g. lotu przy obrotach podróżnych.

A. V. Roe and Company wystawiła znany już od pewnego czasu dolnopłat „Avro Anson", przeznaczony do celów ogólnego wywiadu, zaopatrzony w 2 silniki Siddeley „Cheetah IX". Jest on przewidziany jako wyposażenie nowotworzonych eskadr „General Reconnaissance" (ogólny wywiad). Samolot ten, przerobiony z komunikacyjnego „Avro 652", różni się odeń jedynie budową kadłuba; u obu tych samolotów zastosowano kadłub spawany z rur stalowych i skrzydła drewniane. Uzbrojenie samolotu składa się z nieruchomego K. M. pilota i z K.M. obserwatora, umieszczonego z tyłu w zamkniętej obrotowej wieżyczce. Z przodu kadłuba jest przewidziane stanowisko dla bombardowania. Obciążenie wojskowe samolotu wynosi nie licząc załogi składającej się z trzech osób, 500 do 750 kg, (bez zapasu paliwa) zależnie od zasięgu, wynoszącego od 1830 do 680 km. Wymiary samolotu są: rozpiętość 17,22 m, długość 12,88 m i wysokość 3,99 m. Niektóre z charakterystyk

nał mu żartobliwą nazwę „the pan-handle" (rączka od patelni). Cały układ i wykończenie samolotu świadczy o dążeniu do uzyskania wysokiej szybkości; jest to więc średkopłat o silnie zwężonych przy końcach skrzydłach, zaopatrzony w dwa potężne silniki (Bristol „Pegasus X") z trójramiennymi śmigłami hamiltonowskimi o zmiennym skoku. Chowane podwozie, samoczynne sloty, klapy i niezwykle staranne wygładzenie powierzchni dopełniają całości bardzo nowoczesnej i świadczącej o wielkiej szybkości, oczywiście dotychczas nieogłoszonej. Angielskie Ministerstwo Lotnictwa ograniczyło się jedynie do stwierdzenia, że szybkość H. P. 52 jest rzędu szybkości osiąganych przez samoloty myśliwskie, stanowiące obecne wyposażenie lotnictwa angielskiego. Na tej podstawie można przypuszczać, że sięga ona przynajmniej 350 km/godz. Obrona samolotu jest skupiona w dwóch

samolotu przedstawiają się, jak następuje: szybkość maksymalna 302 km/godz., szybkość podróżna 257 km/godz. szybkość wznoszenia 5,08 m/sek., pułap 6522 m. Ciężar samolotu pustego wynosi 2227 kg. Naogół biorąc, „Avro Anson" jest dość przeciętnym samolotem wojskowym, o czem świadczy niezbyt wysoka szybkość, krótki okres czasu (o ile wogóle był) pozostawiania samolotu na tajnej liście i podjęcie produkcji tego typu dla państw zagranicznych (m. i. Australja i Finlandja). Jest to jeden z pierwszych samolotów, na którym zastosowano nietylko samoczynną regulację ciśnienia ładowania ale i automat, regulujący skład mieszanki, co ułatwia znacznie pilotaż. Oba automaty są zgrupowane w jedną całość z gaźnikiem.

Drugim samolotem wystawionym przez tę samą firmę, był „Avro 626" dwumiejscowy dwupłatowiec szkolny o wszechstronnem zastosowaniu, jak szkolenie pilotów, obserwatorów, strzelców K.M., w bombardowaniu, radiooperatorów i t. p. Samolot ten może być również przerobiony na wodnopłatowiec. Celem umożliwienia różnorodnych zastosowań zaopatrzono kadłub w specjalne urządzenia, pozwalające na zmianę wyposażenia zależnie od przewidzianego zastosowania. Konstrukcyjnie samolot ten stanowi ewolucję typu „Avro Tutor", posiada zatem spawany kadłub z rur stalowych i skrzydła ze stalowymi dźwigarami i aluminjowymi żeberkami. Silnik Siddeley „Cheetah V". Wymiary „Avro 626" są następujące: rozpiętość 10,36 m, długość 8,08 m, wysokość 2,97 m; niektóre osiągi: szybkość maksymalna 209 km/godz., szybkość podróżna 174 km/godz., szybkość wznoszenia 4,83 m/sek., pułap 4940 m. Ciężar samolotu pustego 965 kg, obciążonego — 1320 kg.

The Supermarine Aviation Works (Vickers), Ltd. przedstawiła samolot, będący największą bodaj sensacją pokazu, a mianowicie pościgówkę „Spitfire I" do użytku nocnego i dziennego z silnikiem Rolls-Royce „Merlin" (rys. 3 u dołu). Zbudowanie tego samolotu jest wynikiem doświadczeń, uzyskanych przy budowie samolotów, które zapewniły Anglii zdobycie Schneider Trophy. Jest to więc dolnopłat, przy budowie którego wyzyskano wszelkie możliwości uzyskania dużych szybkości, jak chowane podwozie, (składane na zewnątrz), klapy i niezwykle staranne wygładzenie powierzchni, uzyskane dzięki zastosowaniu nitów z chowanemi główkami. Konstrukcja samolotu jest całkowicie metalowa i oparta na ostatnich zdobyczach firmy w dziedzinie konstrukcji o pokryciu pracującem. W ten sposób uzyskano niezwykłą sztywność, połączoną z bardzo niskim ciężarem, zapewniającym uzyskanej konstrukcji pierwszeństwo pod tym względem wśród pościgówek tej klasy. „Spitfire I" jest mniejszy od pościgówki Hawkera i posiada rozpiętość 11,30 m. Szybkość i możliwości tego samolotu są trzymane w tajemnicy; konsekwencje tego odbiły się również na demonstracji samolotu: nie brał on udziału w pokazie przedpołudniowym i ukazał się zebranym jedynie celem wzięcia udziału w pokazach w locie; coprawda i one pozostawiły pole do licznych domysłów, gdyż pilot miał instrukcję częściowego tylko wyzyskania możliwości samolotu. Szybkość „Spitfire I" przekracza według oficjalnych oświadczeń 480 km/godz. i wynosi prawdopodobnie powyżej 500 (550 ?) km/godz.

Vickers (Aviation), Ltd. przedstawił pościgówkę, wykonaną na ryzyko firmy (private venture), nie posiadającą dotychczas nazwy (rys. 3 w środku). Jest to całkowicie metalowy dolnopłat, zaopatrzony w niezwykłe u szybkich samolotów skrzydła prostokątne, prostopadle ścięte przy końcach, co jest konsekwencją dążenia do obniżenia kosztów produkcji. Osobliwością w angielskich warunkach jest zastosowanie do tego myśliwskiego samolotu silnika chłodzonego powietrzem: jest to 9-cylindrowy Bristol „Aquila" o rozrządzie suwakowym, odznaczający się dzięki brakowi zaworów i korzystnemu układowi wydechu niezwykle cichą pracą. Podwozie samolotu chowane elektrycznie (do wewnątrz) i klapy stanowią normalne dziś wyposażenie samolotu na dużą szybkość. Wymiary: rozpiętość 9,98 m, długość 7,37 m, wysokość 3,27 m.

Firma Westland Aircraft, Ltd. przedstawiła samolot towarzyszący dwumiejscowy, stanowiący ostatnie słowo techniki angielskiej w tej dziedzinie. Jest to górnopłat z zastrzałami, dwumiejscowy z silnikiem Bristol „Mercury IX" (w przyszłości „Perseus"). Kabina zamknięta zapewnia wysoki stopień komfortu i widoczności, przyczem to ostatnie uzyskano dzięki umieszczeniu kabiny pilota przed krawędzią natarcia skrzydeł i zastosowaniu dużych okien. W przewidywaniu lądowań i startów z ograniczonych przestrzeni samolot jest zaopatrzony w skrzydła ze slotami i klapami typu Handley-Page. Skrzydła są zwężone ku końcom. Wymiary samolotu są: rozpiętość 15 m, długość 9 m. Szybkość i ciężar samolotu znane tylko wtajemniczonym.

Przechodząc do samolotów cywilnych, zaznaczę na wstępie, że będą one z natury rzeczy potraktowane w sposób bardziej pobieżny, niż wojskowe. Zasadniczą informację, dotyczącą tych samolotów, ma stanowić tablica 1, w której podano charakterystyki samolotów cywilnych, przedstawionych na Flying Display. Szczegółowiej zajmę się tylko ciekawszemi z nich.

British Aircraft Manufacturing Company, Ltd. przedstawiła poza dwoma samolotami („Eagle" i „Swallow", Nr. 3 i 4 tablicy 1) nadzwyczaj interesujący dwusilnikowy jednopłat komunikacyjny „Double Eagle". Uwagę zwracał przedewszystkiem ciekawy układ skrzydeł tego samolotu, rozpoczynających się u góry kadłuba (jak w górnopłacie), następnie biegnących ku dołowi aż do silników, od tego miejsca zaś zlekka uniesionych, co wszystko razem tworzy bardzo płaską literę „W", w której dolnych załamaniach mieszczą się silniki. Aczkolwiek jest to zasadniczo górnopłat, to położenie skrzydeł poza obrębem silników w stosunku do kadłuba nadaje mu pozory dolnopłata. Dzięki temu samolot ma jakoby posiadać połączone zalety górnopłata (np. doskonała widoczność) i dolnopłata bez ich wad. Pomiędzy silnikami skrzydła są podparte zastrzałami, nazewnątrz silników natomiast wolnonośne. Charakterystyki samolotu podano na tablicy, jednak konstrukcja jego jest dość mocna dla założenia silników „Gipsy Six" i dla uzyskania zwiększonych szybkości: wynoszą one w takiem rozwiązaniu: maksymalna 306 km/godz., podróżna zaś 266 km/godz., czyli tyle, ile maksymalna z silnikami „Gipsy Major". Samolot może lecieć przy jednym silniku zatrzymanym i osiąga w tych warunkach („Gipsy Major") pułap 1525 m. Samolot unosi ciężar użyteczny przekraczający 75% ciężażru własnego, co jest wynikiem wyjątkowym, jeśli wziąć pod uwagę małe wymiary samolotu. Konstrukcja samolotu jest całkowicie drewniana; skrzydła dwudźwigarowe, kadłub o pokryciu pracującem o niezwykle przestronnem wnętrzu (5,77 m^3). Podwozie chowane.

Firma The De Havilland Aircraft Company, Ltd. wystawiła samoloty o dobrze znanych sylwetkach. Trzy z nich to dwupłaty typu komunikacyjnego o skrzydłach silnie zwężonych przy końcu i silnikach rozmieszczonych symetrycznie po obu stronach kadłuba w dolnych płatach. Pozostałe dwa to dwumiejscowe „Moth'y". Należący do pierwszej kategorji czterosilnikowy „D.H. 86 A" odznacza się wielką niezawodnością w locie, może bowiem lecieć nietylko na trzech (pułap 3965 m) ale nawet na dwóch silnikach z jednej strony (pułap 610 m). Te zdolności samolotu zostały wykazane podczas pokazów w locie. W porównaniu do dobrze znanego „D. H. 86" wystawiony typ różni się większym udźwigiem, ulepszonymi końcami skrzydeł i wzmocnionym podwoziem.

Najnowszym z wystawionych samolotów De Havilland był „Dragonfly"; wypuszczony na rynek przed dwoma miesiącami, spotkał się z wielkiem uznaniem, czego dowodem są zamówienia, których liczba przekracza 40. Powodzenie to tłomaczy się sposobem, w jaki ustalono charakterystyki samolotu, a mianowicie przez zwrócenie się firmy do ewentualnych nabywców. Dzięki temu między innymi samolot został zaopatrzony w podwójne sterowanie.

Firma General Aircraft, Ltd. wystawiła dwa „Monospary", o konstrukcji dobrze znanego typu, według patentu, stanowiącego własność firmy. Jeden z nich „S. T. 25", odznacza się w porównaniu do dawniejszych konstrukcji paroma ulepszeniami, z których najważniejsze to zastosowanie dwóch sterów kierunkowych. Na bliższe omówienie zasługuje „Monospar Ambulance", prze-

znaczony do transportu chorych i rannych, prawdziwy latający szpital, coprawda jednoosobowy. Jest on konstrukcji całkowicie metalowej, pokrytej płótnem, i posiada dwa silniki Pobjoy „Niagara" o mocy 95 KM. Samolot może bezpiecznie kontynuować lot mimo zatrzymania silnika. Z boku kadłuba znajduje się otwór o wymiarach 2 na 0,76 m, służący do wstawiania chorego wraz z noszami. Po wstawieniu nosz pozostaje przy nich miejsce dla pielęgniarki. Wnętrze kabiny dla chorego jest starannie odizolowane akustycznie, zapewniające choremu spokój. Specjalne zainteresowanie fachowców (z medycznej branży) wzbudziło wewnętrzne wyposażenie samolotu. Poza kompletem podstawowych lekarstw i pomocy opatrunkowych samolot jest zaopatrzony w urzadzenie tlenowe i aparat dla transfuzji krwi.

Wystawiony przez firmę The Heston Aircraft Company, Ltd. samolot „Phoenix" został już opisany na łamach prasy fachowej, ograniczę się więc tylko do przypomnienia, że jest to górnopłat o bardzo wygodnej kabinie, odznaczającej się doskonałą widocznością ze wszystkich miejsc i doskonałą jakoby izolacją akustyczną, o czem miał możność przekonać się C. J. Melrose podczas przelotu z Londynu do Australii, dokonanego na pierwszej maszynie tego typu. Zastrzały, podpierające skrzydła, są zgrubione przy nasadzie, tworząc jakby krótkie dolne skrzydła, służące za miejsce schowania podwozia w locie.

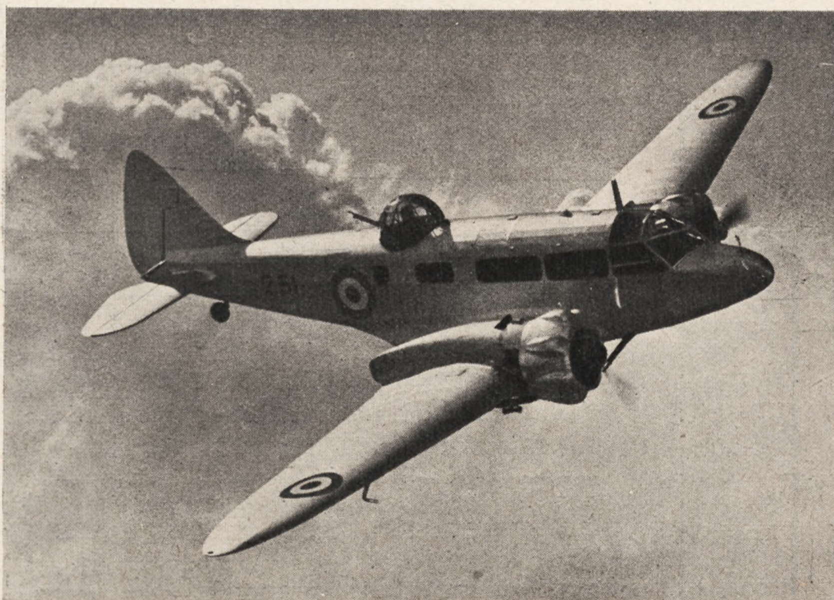
Firmy Percival Aircraft Company i Philips and Powis Aircraft, Ltd. wystawiły po trzy samoloty. Jeden z nich produkcji drugiej firmy („Nighthawk") został już opisany w części wojskowej, pozostałe pięć — to samoloty turystyczne (trzy modele Percival i Miles „Whitney Straight Special") i jeden szkolny „Miles Hawk Trainer", o znormalizowanej, można powiedzieć, sylwetce dolnopłatów z silnikiem rzędowym chłodzonym powietrzem; wszystkie mają kryte kabiny z przezroczystym daszkiem, za wyjątkiem samolotu szkolnego o dwoch oddzielnych otwartych stanowiskach, z których tylne może być zakryte dla szkolenia w ślepym pilotażu.

Firma Pobjoy Airmotors and Aircraft, Ltd. przystąpiła do produkcji samolotu „Short Scion" zaprojektowanego przez firmę Short Bros. Jest to dwusilnikowy górnopłat komunikacyjny, odznaczający się bardzo niskim kosztem eksploatacji 2,5 penny na pasażera-kilometr przy 60% obciążenia. Może lecieć na jednym silniku zatrzymanym. Kadłub jest z rur stalowych, kryty płótnem, skrzydła aluminjowe. Samolot może być wykonany jako lądowy lub wodnopłatowiec.

Wytwórnia Short Bros (Rochester and Bedford), Ltd. wystawiła jednopłat komunikacyjny „Scion-Senior", wart zainteresowania nietylko ze względu na swe charakterystyki ale i z tego powodu, że został zbudowany jako zmniejszony model budowanych na zamówienie Imperial Airways samolotów czterosilnikowych. Konstrukcja samolotu jest pokrewna wyżej omówionemu typowi, budowanemu przez firmę Pobjoy. Skrzydła wolnonośne.

Dotychczas pozostawiłem na uboczu drugi z przedstawionych przez firmę Airspeed Ltd. (pierwszy — patrz tablica Nr. 1) samolotów, był to bowiem jedyny typ o dwóch zastosowaniach: cywilnem i wojskowem. W wersji cywilnej dolnopłat ten, oznaczony „Type A. S. 6 K", zaopatrzony w dwa silniki Siddeley „Cheetah IX" mieści sześciu pasażerów. Po przeróbce na samolot wojskowy, która trwa niewiele ponad cztery godziny, otrzymuje się samolot do lekkiego bombardowania, zaopatrzony w wieżyczkę K. M., umieszczoną nad kadłubem za skrzydłami (rys. 4). Może on zabrać 15 bomb 9-kilogramowych lub trzy 45-kilogramowe. W postaci wojskowej samolot zachowuje komfortowe wyposażenie i izolację akustyczną samolotu komunikacyjnego, co jest wielką wygodą dla załogi, zmniejszonej w tym wypadku do trzech osób. Wymiary samolotu: rozpiętość 15,95 m, długość 10,52 m, wysokość 2,90 m. Inne charakterystyki samolotu w przeróbce wojskowej nie są znane, trzeba się zatem ograniczyć do danych, dotyczących samolotu komunikacyjnego. Ciężar własny 1840 kg, wyposażenie kabiny dla 6 osób 77 kg, obciążenie użyteczne poza wyposażeniem kabiny 941 kg, ciężar całkowity 2858 kg. Szybkość maksymalna 338 km/godz. na 2230 m, szybkości podróżne: przy 75% mocy na tej samej wysokości 309 km/godz, przy 62,5% mocy na 3050 m 290 km/godz. Zasięg (3050 m, 290 km/godz) 1050 km, czas wznoszenia na 3050 m 8 minut, pułap 6850 m. Umocowany na zewnątrz ładunek bomb i wieżyczka K. M. obniżają szybkość, pozostawiają jednak jej maksymalną wartość nieco powyżej 300 km/godz. Samolot ten został zamówiony w ilości siedmiu egzemplarzy przez Rząd południowo-afrykański, który dał w ten sposób angielskiemu przemysłowi lotniczemu dowód zainteresowania, godny uwagi ze względu na dotychczasowe zaufanie, okazywane przez południowo-afrykańskich anglików firmie Junkers.

Z nowych samolotów niepokazano na Flying Display'u wymienionego już samolotu Bristol „Blenheim", (dwa silniki Bristol „Mercury VIII"), oraz geodetycznego bombowca firmy Vickers. Jest to drugi już samolot tej firmy, zbudowany na zasadzie opatentowanej konstrukcji inż. Wallis'a (rys. 1, drugi od dołu). Była ona już omawiana w prasie fachowej, tu zaznaczę tylko, że pomysł inż. Wallis'a polega na zastąpieniu pracującego pokrycia rodzajem siatki, której ogniwa są linjami geodetycznemi w stosunku do powierzchni krzywych samolotu i biegną w kierunku, zapewniającym właściwe opanowanie naprężeń, występujących w danej powierzchni samolotu. Przypominam, że linje geodetyczne są to linje, stanowiące najkrótsze połączenie między dwoma punktami danej zakrzywionej powierzchni; w wypadku naprzykład kadłuba samolotu o konstrukcji geodetycznej ogniwa siatki biegną w dwóch przecinających się w przybliżeniu pod prostym kątem kierunkach śrubowych. Zaletą konstrukcji geodetycznej jest zmniejszenie ciężaru samolotu w stosunku do jego wytrzymałości co umożliwia między innemi budowanie skrzydeł wolnonośnych o bardzo dużej rozpiętości. Inną zaletą jest możliwość naruszenia dużej nawet ilo-



Fotografja „The Aeroplane"

Rys. 4. Airspeed „Type A. S. 6K".

Tablica 1. Samoloty cywilne na Flying Display

Nr. kolej	Firma	Model	Typ	Przeznaczenie	Ilość miejsc	Silniki: Ilość	Silniki: Typ	Silniki: Łączna moc	Wymiary w metrach: Rozpiętość	Wymiary w metrach: Długość	Wymiary w metrach: Wysokość	Wymiary w metrach: Pow. nośna	Ciężar w kg: własny	Ciężar w kg: całkowity	Szybk. km/godz: max.	Szybk. km/godz: Podróżna	Szybk. km/godz: minimalna	Pułap m	Zasięg km.
1	Airspeed, Ltd.	Envoy Series II	Dolnopłat	Komunikacyjny	6	2	Wolseley Scorpio II	580	15,9	10,5		31,5			325	285			
2	British Aircr. Mfg. Co.	Double Eagle	Górnopłat	Komunikacyjny	6	2	Gipsy Major	260	12,5	9,1	2,3	18,6	910	1590	266	234	96	5190	820
3	"	Eagle	Dolnopłat	Turystyczny	3	1	Gipsy Major	130	12	7,9	2,05	18,6	658	1090	239	208	72	4850	1040
4	"	Swallow	Dolnopłat	Turystyczny	2	1	Pobjoy Cataract III	88	13	8,2	2,14	20	422	682	180	157	48	5150	670
5	De Havilland Aircraft Co. Ltd.	D.H. 86 A	Dwupłat	Komunikacyjny	12	4	Gipsy-Six	800	19,66	14,07	3,97	55,7	2806	4654	273	233		5945	1200
6	"	Dragon-Rapide	Dwupłat	Komunikacyjny	7	2	Gipsy-Six	400	14,63	10,51	3,3	31,6	1407	2496	253	214		6100	922
7	"	Dragonfly	Dwupłat	Turystyczny	5	2	Gipsy Major	260	13,1	9,65	2,8	26	1131	1816	237	205		5490	1005
8	"	Hornet Moth	Dwupłat	Turystyczny	2	1	Gipsy Major	130	9,75	7,61	2,0		570	885	200	169		4510	1003
9	"	Tiger Moth	Dwupłat	Szkolny	2	1	Gipsy Major	130	8,95	7,32	2,71		506	750	177	151		4820	486
10	General Aircraft Ltd.	ST. 25	Dolnopłat	Turystyczny	4	2	Pobjoy Niagara III	176	12,7	8,02	2,38	20,16	798	1305		190	87	4270	800
11	Heston Aircraft Co.	Phoenix	Górnopłat	Turystyczny	5	1	Gipsy-Six	200	12,3	9,2	2,62	25,1	952	1500	238	201	88	4720	800
12	Percival Aircraft Co.	Vega Gull	Dolnopłat	Turystyczny	4	1	Gipsy-Six	200	12,04	7,72	2,25		753	1304	274	242			1015
13	"	Mew Gull	Dolnopłat	Turystyczny	1	1	Gipsy-Six	200	7,32	6,25		7,25			363	306	93	7315	1207
14	"	Gull	Dolnopłat	Turystyczny	3	1	Gipsy-Six	200	10,97	7,62		15 7			283	249	70		1030
15	Philips and Powis	Miles Hawk Tr.	Dolnopłat	Szkolny	2	1	Gipsy Major	130	10,0	7,32		15,7							
16	"	Miles „Whitney Straight Special"	Dolnopłat	Turystyczny	2	1	Gipsy Major	130							242	217			
17	Pobjoy Airmotors	Scion	Górnopłat	Komunikacyjny	6	2	Pobjoy Niagara III	176	12,8	9,6	2,44	23,7	860	1450	206	178	80	3970	627
18	Short Bros Ltd.	Scion Senior	Górnopłat	Komunikacyjny	9	4	Pobjoy Niagara III	352	16,8	12,8	3,0	37,2	1608	2608	225	196	88	3660	675

Tablica 2. Silniki lotnicze na wystawie przy Flying Display

Nr. kolej	Firma	Model	Cylindry: Ilość	Cylindry: Układ	Cylindry: Średnica × skok m/m	Cylindry: Pojemn. skok. litrów	Cylindry: Stopień sprężania	Przekładnia reduktora	Długość lub średn. m/m	Ciężar kg.	Osiągi nominalne: Moc KM	Osiągi nominalne: obr/min	Osiągi nominalne: wysokość m.	Osiągi maksymalne: Moc KM	Osiągi maksymalne: obr/min	Osiągi maksymalne: wysokość m.	Osiągi startowe: Moc KM	Osiągi startowe: obr/min	Liczba oktanowa
1	Armstrong Siddeley	Tiger IX	14	Podw. gwiazda	139,7×152,4	32,7		0,594:1	1290	553	815	2450	2200				893	2375	87
2	"	Cheetah IX	7	Gwiazda	133,4×139,7	13,65		—	1212	288	314		1825	355	2425	2225	345	2100	87
3	"	Genet Major IA	7	Gwiazda	108×114,3	7,32		—	970	167				167	2425	0	152	2200	77
4	Bristol Aeroplane Co.	Pegasus X	9	Gwiazda	146×190,5	28,7	6,54:1	0,5:1	1405	456	800/830	2250	1067	887/928	2600	1900	933/974	2475	87
5	"	Mercury VIII	9	Gwiazda	146×165	24,8		0,572:1	1305	444	730	2400	3812	820/850	2750	4267	738	2650	87
6	"	Pegasus XX	9	Gwiazda	146×190,5	28,7			1405	456				940	2600	3050	842	2475	87
7	"	Perseus	9	Gwiazda		24,8	6,75:1							820	2525	1600	710	2200	87
8	"	Aquila I	9	Gwiazda		15,6	7:1	0,5:1			405/425	2250		487/507	2600				
9	Cirrus-Hermes Engg. Co.	Cirrus-Minor	4	Odwr. szereg.	95×127	3,6		—			83	2300	0	91	2600	0			
10	"	Cirrus-Major II	4	Odwr. szereg.	95×127	3,6		—											
11	De Havilland	Gipsy-Six S. II	6	Odwr. szereg.	118×140	9,19	6:1	—		212	188	2100	0	208	2400	0			
12	D. Napier and Son, Ltd.	Dagger S. III	24	Szeregowy „H"	97×95	16,8	7,75:1	0,372:1	2032	592	710/735	3500	1068	790/815	4000	1525			87
13	"	Rapier S. VI	16	Szeregowy „H"	89×89	8,85	7:1	0,390:1	1457	324	350/365	3500	1220	385/400	4000	1770			87
14 i 15	Pobjoy Airmotors and Aircraft Ltd.	Cataract III, Niagara III	7	Gwiazda	77×87	2,83		0,468:1	673	71	89	3300	0	96,5	3650	0			
16	Rolls-Royce Ltd.	Kestrel XVI	12	Szeregowy „V"	127×139,7	21,3	6:1	0,477:1		433	700	2600	3350	755	3000	4420			87
17	"	Merlin	12	Szeregowy „V"	137,2×152,4	27	6:1	0,477:1											87
18	Wolseley Aero-Engines, Ltd.	Libra I	9	Gwiazda	127×139,7	15,9	6,5:1	0,606:1	1130	328	446	2400	1830	512	2750	2225	502	2400	87
19	"	Scorpio II	9	Gwiazda	111,2×120,7	10,53	6,5:1	0,629:1	1042	250	254	2250	1525	294	2600	2040	274	2250	87
20	"	Aries III	9	Gwiazda	106,4×120,7	9,65	5,4:1	0:629,1	1048	231	208	2250	0	228	2475	0			
21	"	Aquarius I	7	Gwiazda	106,4×120,7	7,5	5,3:1	—	1023	170	157	2250	0	170	2475	0			

ści ogniw geodetycznej siatki bez szkodliwego obniżenia wytrzymałości konstrukcji. Jest to ważne ze względu na możliwość przestrzelenia samolotu w walce powietrznej. Wadą konstrukcji geodetycznej są trudności wykonania, wynikające z konieczności wykonania i zmontowania znacznej ilości ogniw, wszystkich niemal różniących się między sobą. Pierwszy samolot geodetyczny firmy Vickers, to lekki jednopłat bombowy „Wellesley" z jednym silnikiem Bristol „Pegasus X", który również nie brał udziału w pokazie. Nowa konstrukcja geodetyczna Vickers'a jest bombowcem dwusilnikowym (silniki Bristol „Pegasus X") o rozpiętości 26,20 m, długości 18,40 m i wysokości 5,70 m. Samolot ten robi bardzo szybkie i nowoczesne wrażenie. Poza chowanem podwoziem, klapami, umieszczonemi w tylnej krawędzi skrzydeł i śmigłami o zmiennym skoku jest on zaopatrzony w bardzo nowoczesne okapotowanie silników z umieszczonemi na krawędzi spływu okapotowania klapami, służącemi do regulowania intensywności chłodzenia silników. Przód i tył kadłuba są starannie zakryte, wskazując jedynie miejsce nie zaś rodzaj obrony. O sprzeczności wymagań aerodynamiki z wymaganiami obronności samolotu świadczy postać tylnego stanowiska obronnego, stanowiąca, jak widać z fotografji, rażące zakończenie pięknie oprofilowanego kadłuba.

Szczegółowe omówienie wystawy sprzętu lotniczego, urządzonej przy sposobności Flying Display'u, przekroczyłoby oczywiście ramy niniejszego sprawozdania, ograniczę się zatem tylko do pobieżnego zdania sprawy z wystawionych silników i ogólnych spostrzeżeń.

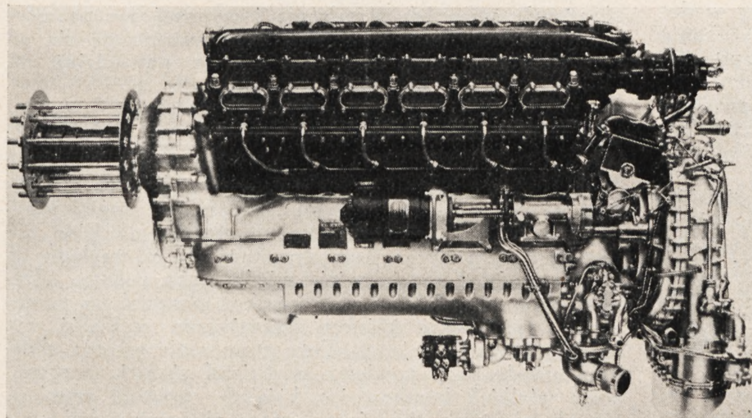
Produkcja silników lotniczych była reprezentowana ogółem przez 8 wytwórni, które wystawiły łącznie 21 silników o charakterystykach podanych w tablicy 2. Większość z nich jest już dobrze lub przynajmniej częściowo znana, zajmę się zatem tylko najciekawszemi eksponatami. Specjalna uwaga należy się oczywiście firmie Bristol przodującej w dziedzinie silników chłodzonych powietrzem. Wystawiła ona nowe typy silników Pegasus i Mercury zbudowanych przy zastosowaniu ostatnich zdobyczy techniki w dziedzinie budowy silników lotniczych, jak ulepszona konstrukcja cylindrów ze zwiększonemi powierzchniami chłodzącemi i azotowanemi tulejami cylindrów, zawory wydechowe stellitowane chłodzone sodem, przystosowanie do umieszczenia śmigła hamiltonowskiego o zmiennym skoku, udoskonalona sprężarka i szereg innych ulepszeń, jak udoskonalone smarowanie dźwigienek zaworowych, dodanie szeregu napędów pomocniczych, ulepszony gaźnik i in. Nowe silniki Pegasus X, XI i XII z jednej strony i Mercury VII, VIII i IX z drugiej strony różnią się między sobą tylko przekładniami reduktora (0,666, 0,572 i 0,500).

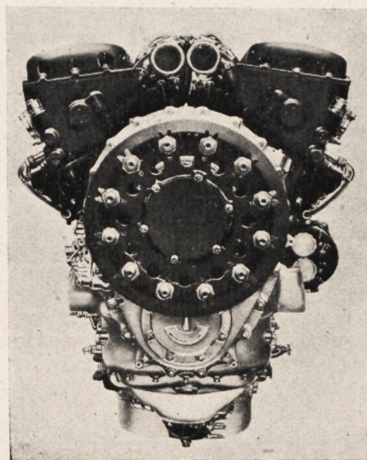
Na specjalne zainteresowanie zasługują silniki Bristol z rozrządem suwakowym: „Perseus" i „Aquila", do zalet których należy zaliczyć prostszą obsługę, możliwość większego wyzyskania objętości skokowej cylindrów i znacznie cichsza praca, co można było stwierdzić przy demonstracji w locie małej pościgówki Vickers'a. O doskonałych wynikach, uzyskanych z temi silnikami słychać od dość dawna, sceptyk mógłby zatem dość słusznie zapytać, dlaczego tak świetne silniki dotychczas nie są seryjnie wytwarzane i instalowane na nowych samolotach. Stan ten nie tłomaczy się bynajmniej jakiemi ukrytemi wadami tych silników, ale obciążeniem fabryki Bristol; ogromne zamówienia na silniki Pegasus i Mercury, wykonywane przez Bristola w związku z dozbrajaniem i modernizacją lotnictwa angielskiego stoją na przeszkodzie opracowaniu seryjnej produkcji silników o rozrządzie suwakowym mimo, że dział studjów tej fabryki zrobił już swoje, przekazując do produkcji silnik pod każdym względem opanowany. Uruchomienia produkcji silników suwakowych należy podobno oczekiwać w końcu b. r.

Firma De Havilland, której produkcja silnikowa całkowicie nieomal opanowała lotnictwo w dziedzinie samolotów sportowych i turystycznych (patrz tablica 1), wystawiła ulepszony model silnika „Gipsy-Six", oznaczony „Series II". Jest on przystosowany do śmigła Hamilton o zmiennym skoku, wytwarzanego licencyjnie przez firmę De Havilland, i do długotrwałej pracy przy większych mocach, aniżeli starszy model sześciocylindrowego silnika tej firmy.

Inne silniki konstrukcji majora Halforda konstruktora silników Gipsy, „Dagger" i „Rapier" o układzie cylindrów „H", wytwarzane przez firmę D. Napier and Son, Ltd., aczkolwiek pod względem konstrukcyjnym bardziej interesujące od silników Gipsy, nie znalazły o ile się wydaje, dużego zastosowania w lotnictwie angielskiem. Świadczy o tem chociażby ta okoliczność, że żaden z protypów, przedstawionych na pokazie, nie był wyposażony w jeden z tych silników. Ten brak zainteresowania silnikami o tak wybitnych charakterystykach, jak „Dagger" i „Rapier", należy prawdopodobnie wytłomaczyć ich złożoną budową i trudną obsługą. Stanowią one wymowny przykład znanej prawdy konstrukcyjnej, w myśl której unika się budowania silników o zbyt wielkiej ilości cylindrów, mimo, że wkroczenie na tę drogę pozwoliłoby na opanowanie szeregu trudności, napotykanych przy powiększaniu średniego ciśnienia efektywnego i obrotów silników. Tak naprzykład proste napozór zadanie wymiany świec wygląda beznadziejnie w zastosowaniu do wewnętrznych świec silników o cylindrach w „H".

Prowadząca w dziedzinie budowy silników lotniczych o chłodzeniu cieczą firma Rolls-Rojce, Ltd., najgroźniejszy rywal firmy Bristol, wystawiła dwa silniki: najnowszy typ silnika „Kestrel" oznaczony numerem XVI i „Merlin" (rys. 5 i 6), będący główną sensacją pokazu w dziedzinie silników lotniczych i jednocześnie najbardziej tajemniczym z wystawionych silników. Jest to silnik 12-cylindrowy o średnicy cylindrów 137,5 mm i skoku 152,4 mm, co daje łączną objętość skokową 27 litrów. Powierzchnia czołowa tego silnika jest równa 5440 cm^2 (Kestrel 4150 cm^2). „Merlin" jest chłodzony etylglikolem, pracującym przy temperaturze wylotowej





Rys. 5 i 6. Silnik Rolls-Royce „Merlin".

110° C normalnie i 130° C maksymalnie. Moc tego silnika nie została dotychczas ogłoszona, wiadomo tylko, że „Merlin" jest najsilniejszym z współczesnych silników angielskich, należy zatem przypuszczać, że sięga ona przynajmniej 1000 KM. (jakoby 1200 KM.).

Wśród wystawców zwracała uwagę nowa w dziedzinie konstrukcji silników lotniczych firma The Alvis Car and Engineering Company, Ltd. Nabyła ona licencję na produkcję w Anglji nowych potężnych silników Gnome-Rhone: 18-cylindrowego, który będzie produkowany pod nazwą „Alvis-Guardsman" i 14-cylindrowego — „Alvis-Hussar". Moc pierwszego z nich wynosi ok. 1300 KM, drugiego zaś 1000 KM. Udział firmy w wystawie ograniczył się jedynie do fotografii i rysunków tych silników.

Pozostała poza silnikami część wystawy sprzętu lotniczego była również bardzo ciekawa i wszechstronna, obejmowała bowiem (nie licząc silników) 89 wystawców, świadczących o wysokim stopniu doskonałości i samowystarczalności angielskiego przemysłu lotniczego. Dokładne zapoznanie się z ogromnym materjałem, nagromadzonym na wystawie, w ograniczonym czasie, przeznaczonym na całość pokazu, było niemożliwe bez częściowego lub całkowitego zrezygnowania z pokazu samolotów. Z tego względu nie usiłowałem nawet wgłębiać się w szczegóły wystawionych eksponatów i opisu ich nie zamieszczę. Miałbym coprawda możność podania również szczegółowego opisu tego działu pokazu na podstawie materjałów, otrzymanych od Society of British Aircraft Constructors, jednak pociągnęłoby to za sobą nadmierne przedłużenie niniejszego sprawozdania i obciążenie go szczegółami, ciekawemi tylko dla specjalistów*).

Przechodzę do ogólnych spostrzeżeń i wniosków, nasuwających się na podstawie zaznajomienia się z najnowszą angielską produkcją lotniczą. Przedewszystkiem więc należy stwierdzić, że we wszystkich prototypach samolotów wojskowych rzuca się w oczy dążenie do uzyskania jaknajwiększych szybkości. Osiągnięte na tem polu wyniki nie mogą być ściśle podane, nie znamy bowiem dotychczas dokładnych charakterystyk nowych samolotów. Mimo to, z dużem przybliżeniem oceniane szybkości takich samolotów, jak pościgówka „Spitfire I", lekki bombowiec „Battle" lub cięższy „H.P.52", upoważniają do wyrażenia opinji, że Anglja rozporządza dziś najszybszemi samolotami myśliwskiemi na całym świecie oraz najszybszemi bombowcami, jeżeli nie na całym świecie, to w każdym razie w Europie. Coprawda, niepodobna powstrzymać się w tem miejscu od zapytania, czy szybkość jako taka nie jest w pewnych wypadkach raczej przeszkodą, aniżeli pomocą. Bombowcowi utrudnia ona trafianie bombami do celu, zaś myśliwiec osiąga dużą szybkość jedynie kosztem zwrotności.

Szybkość osiągają konstruktorzy angielscy bez uciekania się do nadzwyczajnych środków i torowania nowych dróg, a jedynie przez pełne wyzyskanie możliwości, z jakich technika lotnicza zdaje sobie sprawę już od dłuższego czasu. Mamy tu zjawisko towarzyszące rozwojowi każdej gałęzi techniki: pierwsze postępy w danej dziedzinie polegają przedewszystkiem na szukaniu nowych dróg, dających szybkie i wyraźne ulepszenia, następnie zaś, kiedy wszystkie rewelacyjne recepty na postęp zostały odkryte, odbywa się mozolna i znacznie mniej efektowna praca, w której nie wolno zaniedbać żadnego, chociażby najmniej znaczącego szczegółu, który mógłby przyczynić się do dalszego postępu. W takiem stadjum znajduje się obecnie lotnictwo angielskie: po wykryciu, przeważnie w wyniku badań amerykańskich, szeregu podstawowych zasad, których przestrzeganie jest warunkiem uzyskania dużych szybkości, nastąpił w Anglii okres wprowadzania ich w życie, okres być może wyraźniej zaznaczony, niż gdziekolwiek zagranicą, co się tłomaczy wrodzonym konserwatyzmem anglików. Obecny pokaz lotniczy dowiódł, że anglicy zrozumieli potrzebę pewnych ulepszeń i że przystąpili ponadto do podstawowych badań, których rezultaty widoczne jedynie dla oczu fachowców (a kto wie, może niektóre niezauważone przez nikogo), dają korzyści niemniejsze, niż przestrzeganie tych, tak znanych, że aż niemal spowszedniałych zasad, jakiemi są chowane podwozie, nowoczesne okapotowania silników chłodzonych powietrzem i szereg innych.

*) Na życzenie zainteresowanych czytelników, redakcja służy wszelkiemi posiadanemi z tej dziedziny materjałami.

Nawiązując do powyższych rozważań, zaznaczę, że taką podstawową zasadą, obowiązującą przy dużych szybkościach, której nauczyli się przestrzegać nawet konstruktorzy angielscy, jest budowanie samolotów, jako jednopłatowców, przyczem większość z nich to dolno — lub środkopłaty. Rzucało się to w oczy, zwłaszcza w porównaniu z zeszłym rokiem, kiedy to połowa samolotów, zgrupowanych w t. zw. „New Type Park" na R. A. F. Display, należała do dwupłatów, podczas gdy w tym roku nie było tam ani jednego dwupłata. Odwrót od dwupłatów jest zbyt szybki, zwłaszcza na warunki angielskie, i niektórzy zapatrują się na to zjawisko dość sceptycznie. Równie szybko wkroczyło na widownię chowane podwozie, którego nie zastosowano jedynie na dwóch z pośród uczestników „New Type Park". Do dalszych nowicjuszów na terenie wojskowego lotnictwa angielskiego należy śmigło o zmiennym skoku, przyjęte na wszystkich bombowcach. Duże szybkości zmusiły do zastosowania we wszystkich wypadkach urządzeń do zwiększania siły nośnej pod postacią klap i (nie wszędzie) slotów.

Do tych zasadniczych czynników, stanowiących o szybkości i będących jej skutkiem, dochodzą inne, do pomocy których, jak zaznaczyłem wyżej, zwrócono się dopiero przed niedawnym czasem w wyniku drobiazgowych i kłopotliwych badań. Do czynników takich należy przedewszystkiem bardzo staranne wygładzenie powierzchni, dające, jak wykazały ostatnie badania laboratorjów angielskich, ogromne, nieraz zupełnie niespodziewane zyski. Praktyczne urzeczywistnienie takich powierzchni w konstrukcjach metalowych następuje przez stosowanie nitów o główkach wpuszczanych. Wybitne wyniki pod tym względem uzyskały wytwórnie Supermarine i Vickers w swoich pościgówkach i Handley-Page w bombowcu H.P.52.

Wszystkie przedstawione tego roku nowe typy samolotów rokują duże nadzieje i nie ograniczą się niewątpliwie do efektownego występu, a znajdą pełne praktyczne zastosowanie w lotnictwie angielskiem. Byłoby to dużym postępem w porównaniu do lat ubiegłych, przynoszących stałe sensacje, które nadawały ówczesnym pokazom charakter w pewnej mierze rozrywkowy. Znikła również doroczna atrakcja — bezogonowiec.

Szczególną tajemnicą było otoczone uzbrojenie samolotów, którym usiłowano nadać pozory możliwie niewinne i pokojowe. Oględziny pościgówek nie dały jakichkolwiek wskazówek o ich uzbrojeniu, co się zaś tyczy bombowców, to stanowiska obronne nie dały się ukryć, ale samo ich urządzenie i wyposażenie pozostało tajemnicą. Dotychczas anglicy wstrzymują się od wprowadzania armatek, jednak trudno powiedzieć, jakie są przyczyny tego ustósunkowania.

W dziedzinie silników zaznacza się bardzo wyraźna supremacja trzech firm: Bristol i Rolls-Royce w lotnictwie wojskowem i De Havilland w cywilnem. O ile się zdaje, niewątpliwie istniejące współzawodnictwo między firmami Rolls-Royce i Bristol, hołdującemi wręcz przeciwnym poglądom na kwestję chłodzenia silników, nie przybiera dotychczas form drastycznych ze względu na zgodny podział specjalności między oba rodzaje silników. Tak więc Rolls-Royce uzyskał monopol na nowoczesne pościgówki, których fantastyczna szybkość nie byłaby, jak się zdaje, możliwa przy zastosowaniu silników chłodzonych powietrzem. Bristol stanowi wyposażenie wielkich bombowców, których potężne wymiary nie obawiają się silników o większej powierzchni czołowej, zapewniających większą prostotę instalacji. Ogólnie biorąc, trzeba zaznaczyć, że przewaga silników chło-

dzonych powietrzem jest obecnie wyraźniejsza, niż kiedykolwiek, i tylko jakieś niezwykle wygórowane wymagania, stawiane szybkości samolotu i mocy silnika mogą usprawiedliwić zastosowanie silnika chłodzonego cieczą. Samolotów takich na pokazie było tylko trzy, wszystkie z silnikiem Rolls-Royce „Merlin", chłodzonym etylglikolem. Woda jako czynnik chłodzący znikła zupełnie z horyzontu i to samo należy powiedzieć o chłodzeniu mieszanem, parowo-wodnem, którego przedstawicielem był w zeszłym roku silnik Rolls-Royce „Goshawk". Chłodzenie to nie wytrzymało próby życia ze względu między innymi na niemożność przystosowania się do szerokiego zakresu warunków pracy samolotu.

Na tem skończyłbym ściśle techniczne spostrzeżenia, które wyniosłem z pokazów angielskich. Nie łudzę się, aby można było w nich znaleść odpowiedzi na wszystkie zapytania, których tyle nasuwa współczesne lotnictwo angielskie. Przedewszystkiem nie pozwolił mi na to brak miejsca, następnie wstrzemięźliwe szafowanie przez anglików materjałami, dotyczącemi ich nowego sprzętu lotniczego, wreszcie zaś ogrom materjału technicznego, którego należyte objęcie w przeciągu krótkiego okresu czasu trwania Flying Display było niemożliwe. Sprawy te wymagają bliższego omówienia.

Wbrew wielokrotnemu podkreślaniu przezemnie tajności, jaką anglicy otaczają swoje ostatnie prototypy, polski czytelnik gotów jest wynieść z niniejszego sprawozdania wrażenie, że anglicy zbyt otwarcie chwalą się swojemi zdobyczami w dziedzinie lotnictwa. Mogłoby o tem świadczyć chociażby publiczne przedstawienie samolotów, które zaledwie przed paroma dniami opuściły fabrykę (np. H.P. 52 lub Bristol Blenheim). Moim zdaniem, polityka angielskich władz lotniczych jest w warunkach angielskich bardzo słuszna. Pokazują akurat tyle, aby zyskać szacunek dla swojej techniki lotniczej i nie zdemaskować jednocześnie tych szczegółów, które ułatwiłyby zagraniczne naśladownictwo i zdradziłyby słabe punkty nowego sprzętu. Pozatem mnogość prototypów i bogata wystawa, na jakie może sobie pozwolić jedynie bogaty przemysł angielski, połączone z krótkim czasem zwiedzania, są czynnikami, utrudniającemi zbyt dobre zapoznanie się z nowym sprzętem W związku z tego rodzaju nastawieniem anglików, nasuwa się zapytanie, czy polityka odwrotna, polegająca na skrajnej tajności i unikaniu pokazów nie byłaby raczej interpretowana jako dowód ubóstwa i słabości lotnictwa, nie mającego widać nic do pokazania.

Flying Display jest zdarzeniem o wielkim znaczeniu technicznem, a składają się na to następujące czynniki: duża ilość i wartość techniczna zgromadzonych eksponatów, możność przekonania się o wartości samolotów na podstawie pokazów w locie i bliskość angielskiego przemysłu lotniczego wraz z jego przedstawicielami, co pozwala nietylko na zasięgnięcie szczegółowych informacji u fachowców, ale i na nawiązanie bezpośrednich kontaktów z wytwórniami oraz ich zwiedzenie. Pozatem należy się liczyć z tem, że pokaz ten jest urządzany tylko dla fachowców, wobec czego nie ma na nim obficie zdobiących wszelkiego rodzaju wystawy lotnicze eksponatów, nieraz makiet, mile przyciągających oko, pozbawionych natomiast jakiejkolwiek wartości praktycznej. Wynika z tego, że pominąwszy pewną jednostronność (na pokazie reprezentowane jest tylko lotnictwo angielskie) Flying Display daje naogół większe możliwości nauki, aniżeli międzynarodowe wystawy i salony lotnicze.

Z powyższych uwag wynikają pewne wnioski, dotyczące wyzyskania angielskich manifestacji lotniczych dla celów własnej nauki. Przedewszystkiem więc należy stwierdzić, że pokazy te mają duże znaczenie, które należy bezwarunkowo wyzyskać dla zdobycia maksymum wiadomości. Powtóre należy uznać za niewątpliwie, że obfitość materjału i krótkotrwałość pokazu uniemożliwiają należytą ocenę go przez pojedyncze osoby. Zadanie takie może wykonać jedynie liczniejsza ekipa, między członków której podzieli się ściśle pewne zagadnienia z poleceniem szczegółowego ich opracowania.

Do wykonania ilustracji do niniejszego artykułu posłużyły zdjęcia, ofiarowane mi bezinteresownie przez Redakcję tygodnika lotniczego „The Aeroplane", za co pragnę jej złożyć serdeczne podziękowanie.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Ś. P. INŻ. STANISŁAW NOWKUŃSKI

Dnia 30 lipca b. r. zginął tragiczną śmiercią kolega nasz ś. p. inż. Stanisław Nowkuński, nagrodzony w roku 1934 za prace związane z rozwojem lotniczego przemysłu polskiego Złotym Krzyżem Zasługi.

Jest to od czasu śmierci ś. p. kolegi Stanisława Wigury druga, tak dotkliwa strata, którą głęboko odczuło całe nasze grono. Młodzi i wybitnie zdolni umiłowali ponad wszystko lotnictwo, oddając mu owocnie swoje twórcze siły. W roku 1932 po pierwszym zwycięstwie w Challenge'u zginął ten, który w wielkiej mierze do tego zwycięstwa się przyczynił, a w cztery lata później straciliśmy kolegę, którego praca w tak dużym stopniu zaważyła na naszym powtórnym triumfie w roku 1934. O ile jednak sukces ś. p. St. Wigury był głośny i pełen zaszczytów, o tyle z zasługi ś. p. Stanisława Nowkuńskiego zdawali sobie sprawę ludzie stojący blisko lotnictwa. Dla szerokiego ogółu pozostała ona stosunkowo mało znana. To też nie zbierał On oklasków za życia i odszedł bez żywszego oddźwięku w społeczeństwie. Temniemniej my, koledzy, zdajemy sobie jasno sprawę z zasług przez Niego położonych. Wiemy dobrze czem była Jego dotychczasowa praca dla polskiego lotnictwa i co mógł jeszcze lotnictwu z siebie dać gdyby tragicznie nie zginął mając zaledwie 33 lata.

Świadomi straty, którą ponieśliśmy, spójrzmy na życie tego szlachetnego człowieka i dzielnego pracownika. Ś. p. inż. Stanisław Nowkuński urodził się 10 września 1903 r. w Petersburgu. Po ukończeniu gimnazjum w Charbinie studjował przez rok matematykę na Uniwersytecie Warszawskim poczem wstąpił w 1922 r. na Politechnikę, odznaczając się od początku dużemi zdolnościami. Za swych czasów studenckich był ś. p. St. Nowkuński czynnym członkiem Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej i w tym też zapewne czasie skrystalizowały się Jego zamiłowania i dążenia. Obrał sobie dziedzinę konstrukcji silników lotniczych i wytrwałą późniejszą pracą na tym polu przyczynił się do rozwoju lotnictwa polskiego. Po uzyskaniu dyplomu ś. p. kolega Nowkuński rozpoczyna w 1927 r. jako młody inżynier pracę w fabryce „Samolot" w Poznaniu, poczem w r. 1928 przechodzi do ówczesnej „Skody", obecnie Wytwórni Silników Państwowych Zakładów Lotniczych, w których pozostawał do końca.

W ciągu Jego ośmioletniej pracy konstrukcyjnej wyszły z fabryki 4, konstruowane przez Niego, silniki. Pierwszym ukazał się „Czarny Piotruś", stosowany z bardzo dobrym wynikiem na szkolnych maszynach R.W.D. 8. Drugi — to GR. 760, ten właśnie, któremu tyle zawdzięczamy uzyskawszy dwa pierwsze miejsca w ostatnim Challenge'u. Następnie powstały G. 1620 i w roku 1935 — G. 1620 bis.

Rok 1936 położył kres Jego twórczej i owocnej pracy. Wyniki jej niech będą dla nas bodźcem w pracy naszej, a skromność, która cechowała ś. p. kol. Nowkuńskiego, niech będzie dla nas wszystkich przykładem.

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych.



Skończyłby w tych dniach 33 lata. Nad szerokim świetnie sklepionym czołem wiła się do tyłu zaczesana niezbyt jasna czupryna. Nos z wyraźnym garbem i zaciśnięte jakby w uporze w chwilach myślowego wysiłku wargi dawały mu czasem wyraz orła, gdy chodził po kreślarni z rękami w kieszeni, z czołem zmarszczonym, jakby szukający łupu dla swej myśli.

Chodził długo tam i z powrotem, zatrzymując się czasami, aż jasno skonkretyzowana myśl nie zażądała utrwalenia. Siadał wtedy na swym stołku, pocierał dłońmi kolana i brał ołówek. Na białym Shoellersie grafit układał się posłusznie w zawiłe sprzęgła i szybkobieżne tłoki.

Przywykł od chłopięcych lat, że liczby układały się tak, jak chciał, że rozwiązywały mu łatwo pierwsze szkolne zadania „Ile Jaś ma jabłek, jeżeli kupił 15, dał bratu.....“ Jabłka zmieniły się w metry na sekundę, naprężenia tysięcy kilogramów, a rozwiązanie było taksamo trafne.

Nie lubił wyraźnie zawiłej i delikatnej konstrukcji angielskiej. Do jego jasnego umysłu przemawiały bardziej proste i celowe konstrukcje silników amerykańskich. Lubił się na nich wzorować i czasem z rozpromienioną twarzą przychodził pogawędzić z którymś z kolegów i powiedzieć, że znalazł jakieś rozwiązanie amerykańskie, które szczególnie mu się podobało.

Nie chował zazdrośnie ogromnych zasobów swej wiedzy. Przeciwnie, szafował niemi hojnie w stosunku do kolegów. Udzielał rad i wskazówek zawsze przemyślanych i trafnych. Cenili Go i kochali przełożeni, koledzy, podwładni. Dla każdego miał zawsze jakieś miłe, zabawne słowo.

Lotny i logiczny w swej myśli nie mógł czasem zrozumieć, że ktoś nie szedł za jego rozumowaniem, przerwanem w niektórych miejscach brakiem zbyt jasnych dla Niego przesłanek. Zaperzał się wtedy i czerwieniał, aby za chwilę roześmiać się z tego, którego mało lotny mózg wyprowadził Go z równowagi.

Pamiętam jesień 1934 roku. Tłum pchający się na lotnisko, krzyczący, radosny. Chorągwie barwne, płynące miękkiemi falami na wietrze i mały górnopłat przelatujący szeroką białą linję, położoną na zieleni. Stałem wtedy z Nim. Bez kapelusza, z nieodłączną Leicą, zawieszoną na piersi zacierał ręce, jakby z zimna. Oczy tylko mu błyszczały i w uśmiechu widać było rząd równych białych zębów. Staliśmy pod domkiem, gdzie mieściło się kierownictwo Challenge'u. Nie widziałem, ani jednej twarzy, wszyscy odwróceni byli do nas tyłem, tłum szalał. Wydał mi się wtedy On wyższy ponad to i jakiś dziwnie samotny. Zrozumiałem co to znaczy wola zwycięstwa. On w to zwycięstwo wierzył, chciał Go i teraz przeżywał może najpiękniejszą chwilę w swem życiu. Złączył swą myśl z myślą Wigury, który marzył o polskim silniku na polskim płatowcu.

Uścisnąłem Jego długą wąską rękę i zdobyłem się tylko na to, aby powiedzieć „No widzisz!“ Odpowiedział mi krótkim, gardlanym śmiechem, jak zawsze, trochę ironicznym.

Wieczorem tego dnia spotkał się z człowiekiem, którego myśl po tych samych co Jego biegła torach. Poznał Hirth'a. Długo rozmawiali ze sobą nawpół serjo, nawpół dowcipkując na temat ile każdy z nich wyciśnie ze swego silnika na następne zawody. Cieszyli się z wysiłku, który ich czekał. Hirth zapraszał Go serdecznie do zwiedzenia swej fabryki w Sztutgarcie. Wybierał się tam, ale już nie zdążył pojechać.

Na drodze Jego życia, gdzieś pod Czarnym Szczytem, pod granią, która dla Niego była odpoczynkiem, czekał chwyt, dla Niego przeznaczony. Ręka chwyciła pewnie za zimny granit. Zwietrzała skała, zmora taternika, nie wytrzymała ciężaru.

Czarna zasłona spadła i odgrodziła Go od nas. Tylko codziennie ożywiona Jego mózgiem stal w rytm niezniszczalnych praw natury porusza się w tysiącach korbowodów, kół i sprzęgieł.

Mało kto z nas wie, że silniki, które teraz widzimy na stoisku PZL. na wystawie Przemysłu Metalowego pod skromnym oznaczeniem G1620, są Jego dziełem wykonanym prawie równocześnie z silnikiem Challenge'owym GR 760. „Czarny Piotruś“ pracujący jeszcze ciągle bez zarzutu na „RWD“ 8 był pierwszym z serji prototypów.

Jeszcze nie zdaliśmy sobie sprawy ze straty, jaką poniosło Polskie Lotnictwo, zbyt to się stało nagle, ale niestety, ta chwila przyjdzie. Odszedłeś od nas zbyt wcześnie, Stasiu, „Kitajcze“ kochany i drogi nam wszystkim. Umiałeś walczyć cicho, spokojnie i wytrwale o to coś sobie za cel w życiu postawił. Walczyłeś, jak przystało na człowieka.

Przyjaciel.

Do członków Z. P. I. L.

Dla uczczenia pamięci tragicznie zmarłego ś. p. inż. Stanisława Nowkuńskiego, Zarząd Z. P. I. L. na zebraniu w dn. 6. VIII. 1936 r. postanowił zainicjować utworzenie stypendjum Jego imienia, przeznaczonego na pomoc w studjach nad konstrukcją silników lotniczych.

Dla zapoczątkowania tej akcji Zarząd Z. P. I. L. przeznaczył na ten cel 100 złotych i zwraca się do Szanownych Kolegów z gorącą prośbą o poparcie przez wpłacanie dobrowolnych ofiar na konto czekowe P. K. O. Nr. 25.545 (z zaznaczeniem celu składki) lub u kolegów delegatów.

Zarząd Z. P. I. L.

PREDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2977 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.